



**Centro Universitario de la Defensa
en la Escuela Naval Militar**

TRABAJO FIN DE GRADO

*Cálculo y selección de sistema de propulsión para mini UAV de
apoyo a pequeñas unidades de Infantería de Marina*

Grado en Ingeniería Mecánica

ALUMNO: Santiago Golmayo Flethes

DIRECTORES: Andrés Suárez García

Carlos Casqueiro Placer

CURSO ACADÉMICO: 2014-2015

Universida_{de}Vigo



Centro Universitario de la Defensa en la Escuela Naval Militar

TRABAJO FIN DE GRADO

Cálculo y selección de sistema de propulsión para mini UAV de apoyo a pequeñas unidades de Infantería de Marina

Grado en Ingeniería Mecánica
Intensificación en Tecnología Naval
Cuerpo General

Universida_{de}Vigo

RESUMEN

La función de reconocimiento táctico continúa siendo una exigencia primordial para las unidades de Infantería de Marina. Es indispensable tanto para la detección y localización de otras fuerzas a vanguardia, como para la observación y corrección del tiro artillero y de morteros. Hasta el momento, esta función es cubierta por observadores que han de acercarse lo suficiente a las posiciones enemigas, lo que acarrea un tiempo significativo de despliegue y un riesgo de detección y contacto con el enemigo.

La tecnología disponible actualmente en el campo de aeronaves no tripuladas permite dotar, por un precio razonable, a estas unidades de Infantería de Marina de vehículos aéreos no tripulados. Así, se podrían cumplir una parte importante de las funciones de reconocimiento en un tiempo reducido y con un riesgo mínimo para las propias fuerzas.

Este estudio se centra en un tipo particular de vehículos como son los mini-UAVs eléctricos de despegue vertical. El objetivo fundamental de este trabajo es hacer un estudio comparativo de las posibles opciones de un multicoptero eléctrico controlable. Será capaz de transportar una cámara termográfica (con capacidad para operar día y noche) que transmita video en tiempo real, orientable al menos en sentido vertical hasta poder grabar en dirección perpendicular al suelo y dotado de un localizador GPS.

Su peso y volumen deberán ser lo más contenido posible para poder ser llevada por un hombre en una mochila y las especificaciones operativas deseadas son: cinco mil metros de alcance, altura de trabajo entre mil y dos mil metros sobre el terreno, tiempo de permanencia en la zona de aproximadamente treinta minutos y capacidad para operar con hasta veinte nudos de viento.

A fin de cumplir todas estas especificaciones se ha estudiado la capacidad de varias disposiciones de plataforma desde el cuadricóptero, al octocóptero para obtener la mejor solución. Para calcular el sistema de propulsión necesario para alcanzar estos objetivos se han realizado cálculos comparativos entre motores de diferentes características y marcas. Una vez determinados estos datos se ha seleccionado el sistema de baterías y las hélices que dan un mayor rendimiento.

Como conclusión de los resultados obtenidos a lo largo de este proyecto se selecciona un cuadricóptero por ser la plataforma capaz de cumplir con la mayor parte estos requisitos. También se explican las ventajas e inconvenientes de este sistema y las posibilidades de continuar en esta línea de investigación en años venideros.

PALABRAS CLAVE

UAV, Multicóptero, Cuadricóptero, Reconocimiento, Infantería de Marina.

AGRADECIMIENTOS

A mi padre, por toda su preocupación por mis estudios y por todos esos conocimientos y enseñanzas que tanto han contribuido a la realización de este proyecto.

A mis tíos, Santi y Manolo, quienes me han brindado grandes conocimientos, consejos y correcciones, así como inestimables contactos para hacer que este proyecto llegase a buen puerto.

Al Coronel (ET) Antonio García Matres Serrano y al Teniente (ET) Antonio García Matres Bellod por toda la información, material y contactos aportados para el estudio de los UAVs del Ejército de Tierra.

A Germán Vergara Ogando, por toda la documentación y conocimientos facilitados y por su disposición a prestar ayuda en todo momento.

Por último, agradecerle al Comandante (IM-EOF) Segundo Martínez Martínez haber colaborado en la realización de este trabajo determinando los requisitos a implementar en el mini UAV objeto de estudio, así como a mis tutores, Don Andrés Suárez García y Don Carlos Casqueiro Placer, por todas esas horas de clases, explicaciones, sugerencias y correcciones que se ven reflejadas en todas las páginas de este trabajo de fin de grado.

En la Escuela Naval Militar (Marín) a 6 de Marzo de 2015.

CONTENIDO

Contenido	1
Índice de Figuras	4
Índice de Tablas.....	6
Lista de Abreviaturas.....	8
1 Introducción y objetivos	10
1.1 UAVs Concepto y definición	10
1.2 Tipos de plataforma	11
1.2.1 UAV de ala fija	11
1.2.2 UAV de ala rotatoria.....	11
1.3 Clasificación de los UAV	13
1.4 Partes del UAV	15
1.4.1 Plataforma aérea	15
1.4.2 Carga útil	16
1.4.3 Elemento humano	17
1.4.4 Elementos de control	17
1.4.5 Sistemas de comunicaciones.....	18
1.4.6 Equipos de apoyo.....	18
2 Estado del arte	19
2.1 Historia de los UAVs	19
2.2 UAVs disponibles en las Fuerzas Armadas españolas.....	23
2.2.1 ScanEagle	23
2.2.2 Sistema SIVA	24
2.2.3 Sistema PASI.....	25
2.2.4 RQ-11 RAVEN.....	26
2.3 Multicópteros en el mercado.....	27
2.3.1 Aeryon SkyRanger.....	27
2.3.2 Indago VTOL.....	28
2.3.3 MD4-1000.....	29
2.3.4 DJI S900	30
2.3.5 DJI S1000	31
3 Desarrollo del TFG.....	32
3.1 Funcionamiento del multicóptero	32

3.2 Estudio de la arquitectura del multicoptero	34
3.2.1 Estructura	34
3.2.2 Controlador de vuelo	34
3.2.3 Receptor	35
3.2.4 Motores	35
3.2.5 Variadores de velocidad	37
3.2.6 Hélices	37
3.2.7 Baterías	38
3.3 Estudio de la carga útil.....	39
3.3.1 Cámaras térmicas	39
3.4 Análisis de la situación	41
3.5 Método de cálculo	41
3.5.1 Apartado “General”	42
3.5.2 Apartado “Celdas Batería”	42
3.5.3 Apartado “Variador”	42
3.5.4 Apartado “Motor”	43
3.5.5 Apartado “Hélices”	43
3.6 Selección de la estructura de la plataforma aérea	44
3.6.1 Cuadricóptero	44
3.6.2 Hexacóptero	46
3.6.1 Octocóptero.....	48
3.7 Selección del motor.....	50
3.7.1 XM7010MR-8HD.....	51
3.7.2 XM9010MR-10HD.....	51
3.7.3 W92-25-90	51
3.7.4 W92-25-160.....	52
3.7.5 W92-25-180	52
3.7.6 KDE7208xF-115.....	52
3.7.7 Outrunner 110.....	53
3.7.8 A5025-170	53
3.7.9 A5025-195	53
3.7.10 Multistar 9225-90	54
3.7.11 TR6354-16.....	54
3.7.12 U10-100	54
3.7.13 U8-135 Pro.....	55
3.8 Ampliación del tiempo de vuelo	56

3.9 Comparación de baterías	58
3.10 Presupuesto	58
4 Resultados / Validación / Prueba.....	59
4.1 Selección de la estructura de la plataforma aérea	59
4.2 Selección del Motor	61
4.3 Selección de las baterías	63
5 Conclusiones y líneas futuras	66
5.1 Conclusiones	66
5.1.1 Acerca de la autonomía	66
5.1.2 Acerca de la velocidad.....	66
5.1.3 Acerca del peso.....	67
5.1.4 Acerca de la carga útil	67
5.1.5 Acerca del presupuesto	67
5.2 Líneas futuras	67
6 Bibliografía.....	68

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1-1: elementos del UAV [30].....	15
Figura 1-2: Plataformas aéreas Global Hawk [4] y Black Hornet (http://www.suasnews.com/).....	16
Figura 1-3: Cámara electroóptica e infrarroja (http://www.x20.org) y radar (http://media.defenceindustrydaily.com/).....	16
Figura 1-4: Elemento humano del Sistema PASI (http://www.mde.es).....	17
Figura 1-5: Elementos de control fijo (http://m.inmagine.com) y portátil (http://sgid.es/).....	17
Figura 1-6: Sistemas de comunicaciones internos (http://centum.es/) y externos (http://www.elimco.com/)	18
Figura 1-7: Equipo de mantenimiento (http://www.infouas.com) y de lanzamiento (http://www.hispaviacion.es/).....	18
Figura 2-1: Hewitt-Sperry Automatic Airplane [4].....	19
Figura 2-2: Diseño para el avión no tripulado – El AT 1916 [36]	19
Figura 2-3: Bombardero B-24 [5]	20
Figura 2-4: AQM- 34 Firebee [30].....	20
Figura 2-5: Tadiran-Mastiff (http://militaerwelt.virsys.de).....	21
Figura 2-6: Predator [28].....	21
Figura 2-7: Black Hornet [29].....	22
Figura 2-8: ScanEagle (http://www.insitu.com/)	23
Figura 2-9: Sistema SIVA (http://www.ejercito.mde.es/)	24
Figura 2-10: Sistema PASI (http://www.ejercito.mde.es/).....	25
Figura 2-11: RQ-11 RAVEN (http://www.ejercito.mde.es/)	26
Figura 2-12: Aeryon SkyRanger (http://www.aeryon.com/).....	27
Figura 2-13: Indago VTOL (http://www.lockheedmartin.com/).....	28
Figura 2-14: MD4-1000 (http://www.microdrones.com/)	29
Figura 2-15: S900.....	30
Figura 2-16: S1000.....	31
Figura 3-1: Comportamiento de los rotores (http://aerobotclubderobticadeaeronuticos.blogspot.com.es).....	33
Figura 3-2: Estructuras multicóptero [24]	34
Figura 3-3: Controladores de vuelo [24]	34
Figura 3-4: Receptores [24].....	35
Figura 3-5: Motores brushless y brushed (http://www.coherc.com)	36
Figura 3-6: Variadores de velocidad [24].....	37
Figura 3-7: Relación diámetro-Paso (X-Y)	37
Figura 3-8: Hélices [24]	37

Figura 3-9: Baterías [24]	38
Figura 3-10: Tamarisk (http://www.drsinfrared.com/).....	39
Figura 3-11: Flir Tau 2 (http://www.flir.com/)	40
Figura 3-12: Kvasir (http://www.uavcomponents.net/)	40
Figura 3-13: mT-Panoptes (http://www.panoptes.it/)	40
Figura 3-14: Programa xcopter eCalc (http://www.ecalc.ch/).....	41
Figura 3-15: Apartado General de la Figura 3-2	42
Figura 3-16: Apartado Celdas Batería (Figura 3-2)	42
Figura 3-17: Apartado Variador (Figura 3-2).....	42
Figura 3-18: Apartado Motor (Figura 3-2).....	43
Figura 3-19: Apartado Hélices (Figura 3-2).....	43
Figura 3-20: Resultados para autonomía y empuje (Figura 3-2).....	43
Figura 3-21: Diferentes motores brushless estudiados [29]	50
Figura 4-1: Relación estructura- Peso total	59
Figura 4-2: Relación estructura- Velocidad	59
Figura 4-3: Relación estructura- Eficiencia.....	60
Figura 4-4: Relación de pesos totales según los motores	61
Figura 4-5: Relación empuje-peso según los motores.....	61
Figura 4-6: Relación de velocidad según los motores.....	62
Figura 4-7: Relación nºbaterías-Autonomía	63
Figura 4-8: Relación capacidad total-autonomía.....	64
Figura 4-9: Relación nºbaterías-Peso total	64

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1-1: Ventajas y desventajas de las aeronaves de ala fija y rotatoria.....	12
Tabla 1-2: Clasificación OTAN de los UAV [29].....	13
Tabla 1-3: Clasificación NASA según altitud [2]	14
Tabla 1-4: Clasificación NASA según alcance [2].....	14
Tabla 2-1: Características operativas ScanEagle [7]	23
Tabla 2-2: Características operativas Sistema SIVA [8].....	24
Tabla 2-3: Características operativas Sistema PASI [9].....	25
Tabla 2-4: Características operativas RQ-11 Raven [10].....	26
Tabla 2-5: Características operativas Aeryon Skyranger [11]	27
Tabla 2-6: Características operativas Indago VTOL [12]	28
Tabla 2-7: Características operativas MD4-1000 [13]	29
Tabla 2-8: Características operativas S900 [14].....	30
Tabla 2-9: Características operativas S1000 [15].....	31
Tabla 3-1: Ventajas del motor brushless [17]	35
Tabla 3-2: Ventajas e inconvenientes de las cámaras térmicas [19]	39
Tabla 3-3: Características operativas.....	41
Tabla 3-4: Peso componentes del cuadricóptero	44
Tabla 3-5: Resultados T-Motor U8-170 Pro	44
Tabla 3-6: Resultados Turnigy Multistar 9225-160	45
Tabla 3-7: Resultados Dualsky XM7015MR-9HD	45
Tabla 3-8: Resultados Turnigy Multistar 9225-90	46
Tabla 3-9: Resultados HengLi W92-25-90	46
Tabla 3-10: Resultados KDEDirect KDE7208xF-115	47
Tabla 3-11: Resultados Dualsky XM7010MR-8HD	48
Tabla 3-12: Resultados HengLi W90-25-180	48
Tabla 3-13: Resultados Turnigy TR5065-09.....	49
Tabla 3-14: Resultados Dualsky XM7010MR-8HD	51
Tabla 3-15: Resultados Dualsky XM9010MR-10HD	51
Tabla 3-16: Resultados HengLi W92-25-90	51
Tabla 3-17: Resultados HengLi W92-25-160	52
Tabla 3-18: Resultados HengLi W92-25-180	52
Tabla 3-19: Resultados KDEDirect KDE7208xF-115	52
Tabla 3-20: Resultados Cyclon Outrunner 110.....	53
Tabla 3-21: Resultados Infinite A5025-170.....	53

Tabla 3-22: Resultados Infinite A5025-195	53
Tabla 3-23: Resultados Turnigy Multistar 9225-90	54
Tabla 3-24: Resultados Turnigy TR6354-16.....	54
Tabla 3-25: Resultados T-Motor U10-100	54
Tabla 3-26: Resultados T-Motor U8-135 Pro	55
Tabla 3-27: Autonomía según la configuración de las baterías	56
Tabla 3-28: Pesos según la configuración de las baterías	56
Tabla 3-29: Relación empuje-peso según la configuración de las baterías.....	57
Tabla 3-30: Resultados con baterías A123	58
Tabla 3-31: Presupuesto	58
Tabla 4-1: Comparativa de los motores seleccionados	62
Tabla 5-1: Características operativas finales	66

LISTA DE ABREVIATURAS

BLOS	Más Allá de la Línea de Vista (Beyond Line Of Sight)
CCD	Dispositivo de Carga Acoplada (Charge-Coupled Device)
GCS	Estación de Control en Tierra (Ground Control Station)
GDT	Terminal de Datos en Tierra (Ground Data Terminal)
GPS	Sistema de Posicionamiento Global (Global Positioning System)
HALE	Gran Altitud, Gran Autonomía (High Altitude Long Endurance)
IAI	Industria Aeronáutica Israelí (Israel Aircraft Industries)
INTA	Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial
IR	Infrarrojo
JAPCC	Centro de Competencias de la Fuerza Aérea Combinada (Joint Air Power Competence Centre)
LiFePO	Litio-Ferrofosfato
LiPO	Polímero de Litio
LOS	Línea de Vista (Line Of Sight)
MALE	Altitud Media, Gran Autonomía (Medium Altitude Long Endurance)
MOSP	Carga Estabilizada Optoelectrónica Multimisión (Multi-mission Opto-electronic Stabilised Payload)
MTBF	Tiempo Medio Entre Fallos (Mean Time Between Failure)
NASA	Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio (National Aeronautics and Space Administration)
NiCd	Níquel-Cadmio
Ni-MH	Níquel Hidruro Metálico
OTAN	Organización del Tratado del Atlántico Norte
PASI	Plataforma Aérea Sensorizada de Inteligencia
RPAS	Sistema Aéreo Pilotado Remotamente (Remotely Piloted Aircraft System)
RPV	Vehículo de Control Remoto (Remotely Piloted Vehicle)
RVT	Puestos de Control Remoto (Remote Video Terminal)
SIVA	Sistema Integrado de Vigilancia Aérea
UAV	Vehículo Aéreo No Tripulado (Unmanned Aircraft Vehicle)
UAS	Sistema Aéreo No Tripulado (Unmanned Aircraft System)

UCAV Vehículo Aéreo de Combate No Tripulado (Unmanned Combat Air Vehicles)
VTOL Despegue y Aterrizaje Vertical (Vertical Take-Off and Landing)

1 INTRODUCCIÓN Y OBJETIVOS

El objetivo de este proyecto consiste en calcular el sistema de propulsión para un mini UAV de reconocimiento a corta distancia. Para ello se han definido una serie de necesidades mínimas que debe cumplir el sistema en términos de tamaño, peso, autonomía y capacidad de carga.

En el planteamiento del trabajo se ha definido el concepto de UAV y se han explicado las distintas formas de clasificación, tanto por su principio de sustentación como por sus características operativas. Se ha seleccionado el multicoptero como mejor opción dentro de los tipos de UAV en el mercado para cumplir con los requisitos establecidos. Además, se han definido las diferentes partes que componen un UAV diferenciando el segmento terreno del aéreo.

En el estado del arte se ha realizado una breve descripción histórica del desarrollo de los vehículos aéreos no tripulados y sus capacidades y misiones en las últimas décadas. También se han explicado las características y misiones llevadas a cabo por los UAVs disponibles en las Fuerzas Armadas españolas a día de hoy y se han descrito varios ejemplos de multicopteros en el mercado que se acercan a las especificaciones requeridas por el Comandante (IM-EOF) Segundo Martínez Martínez, para un mini UAV de apoyo a pequeñas unidades de Infantería de Marina.

En el desarrollo del proyecto se ha estudiado el funcionamiento de los multicopteros y su arquitectura, haciendo especial hincapié en los pesos de los distintos elementos por ser este el parámetro más importante. En cuanto a la carga útil, se han estudiado los diferentes sistemas de visión IR en tiempo real, teniendo en cuenta el peso y la capacidad de movimiento en el eje vertical. Se han realizado cálculos comparativos de las distintas capacidades de los sistemas de propulsión de cuadricópteros, hexacópteros y octocópteros. Finalmente se ha seleccionado el cuadricóptero como mejor opción y se han realizado cálculos con diferentes motores en este tipo de plataforma. Por último, se ha estudiado la manera de ampliar la autonomía del UAV variando la capacidad y cantidad de baterías, así como incrementando el tamaño de las hélices. También se ha realizado una comparación entre dos tipos distintos de baterías con diferentes prestaciones. Además se ha incluido un presupuesto para el sistema completo según los datos actuales del mercado.

En los resultados se explica detalladamente por qué se han seleccionado este tipo de estructura, motor, baterías y hélices en base a los resultados de los diferentes cálculos realizados en el desarrollo.

Finalmente, en las conclusiones se compara el producto final desarrollado a lo largo de todo el proyecto con las especificaciones iniciales. Además se incluye la tabla de características operativas del mini UAV según los cálculos realizados. Por último se incorporan unas líneas futuras para posibles trabajos que amplíen lo estudiado en el presente trabajo de fin de grado.

1.1 UAVs Concepto y definición

Según la definición del artículo 8 de la Convención Internacional de Aviación Civil [1], una aeronave no tripulada es “una aeronave sin piloto que puede volar sin un ser humano a los mandos a bordo y es controlado de forma remota en otro lugar o programado y completamente autónomo”.

Los términos drone, RPV (Vehículo de Control Remoto) y UAV (Vehículo Aéreo No Tripulado) son ampliamente utilizados para referirse a los aviones no tripulados. El término UAS (Sistema Aéreo No Tripulado) es el más utilizado en este sector para referirse al sistema completo, ya que cubre tanto al propio vehículo como a los componentes necesarios para cumplir los objetivos de la misión (sistemas de control, comunicaciones, medios de lanzamiento y recuperación, medios de transporte, etc.)

1.2 Tipos de plataforma

En los últimos años se ha producido un gran desarrollo en el ámbito de las aeronaves no tripuladas y su aplicación en todo tipo de misiones. Este desarrollo ha tenido lugar principalmente en la industria militar, aunque últimamente están teniendo un gran impacto en la sociedad civil.

El principal motivo por el cual este tipo de aeronave se ha podido desarrollar de forma exitosa es gracias a la miniaturización de los diferentes componentes embarcados. Además se han conseguido mejorar en gran medida tanto los sistemas de propulsión, mucho más eficientes, como los sistemas de mando y control que permiten un control en tiempo real e incluso el vuelo en primera persona utilizando cámaras de video.

Los principales tipos de UAV que se encuentran en el mercado se dividen en:

- UAV de ala fija
- UAV de ala rotatoria
 - Helicópteros
 - Multicópteros

A continuación se hará una breve descripción de cada uno de ellos:

1.2.1 UAV de ala fija

Dentro de este tipo de aeronave, los aeroplanos son los más utilizados para su aplicación como UAV. El aeroplano es “una aeronave más pesada que el aire, provista de alas, cuya sustentación y avance son consecuencia de la acción de uno o varios motores“. Fue en este tipo de aparatos donde se comenzó a experimentar con la posibilidad de controlarlos sin un piloto embarcado. Estos UAVs tienen una gran aplicación en misiones de inteligencia, reconocimiento y ataque debido a su superioridad en términos de autonomía, alcance, techo operativo, velocidades y capacidad de carga. Por otro lado, para conseguir todas estas ventajas el tamaño de estos aparatos debe ser mucho mayor. Además, a la hora del despegue y aterrizaje se hace necesario disponer de una pista o de un sistema de despegue, como puede ser una catapulta neumática, y de aterrizaje, como un paracaídas. Estos inconvenientes hacen que la utilización de estas aeronaves en espacios reducidos, o en situaciones en las que se requiera una menor velocidad no sea lo más adecuado.

1.2.2 UAV de ala rotatoria

Dentro de esta categoría se utilizan para su aplicación como UAV tanto los helicópteros como los multicópteros. Según La Real Academia Española, un helicóptero es “una aeronave más pesada que el aire que, a diferencia del avión, se sostiene merced a una hélice de eje aproximadamente vertical movida por un motor, lo cual le permite elevarse y descender verticalmente”.

Este tipo de estructuras a pesar de estar mucho menos desarrollado en el mundo de los UAVs ofrece grandes ventajas. La principal es su capacidad de despegue y aterrizaje vertical que hace posible su despliegue en zonas sin necesidad de grandes espacios para pistas o tener que utilizar (y cargar) diferentes medios de despegue y aterrizaje como los de los aeroplanos. Otra gran ventaja es su capacidad de vuelo estacionario que los hace ideales para su utilización en misiones de inteligencia y reconocimiento a media distancia en las que se necesite un gran detalle de imagen, o un seguimiento continuado sobre un objetivo. Sin embargo tienen algunos inconvenientes como son la autonomía, el techo operativo y la velocidad. Además, un problema que acarrea los helicópteros es su reducida eficiencia debido a la gran cantidad de energía necesaria para conseguir mantenerlos en el aire.

Los multicópteros son aeronaves de despegue vertical que utilizan múltiples motores y hélices para conseguir empuje y maniobrabilidad. Existen de todo tipo de forma y tamaño, según el número de motores, (tres, cuatro, seis, ocho, doce...) se denominan tricópteros, cuadricópteros, hexacópteros, octocópteros, dodecacópteros, etc. Lo que hace atractivos a los multicópteros es su simplicidad con relación a otros aparatos de despegue vertical. No importa lo complejo o grande que parezca, las únicas partes móviles del aparato (excluyendo la carga útil) son los motores y hélices emparejados que giran de forma solidaria. Lo que se consigue es una máquina capaz de despegar y aterrizar de manera vertical sin la complejidad mecánica de un helicóptero. No hay que instalar placas oscilantes, rodamientos esféricos, correas, tubos de torsión o servos, así que hay menos partes sujetas a fallos. Además, como los multicópteros utilizan varias hélices en vez de un solo rotor la potencia aplicada a cada hélice es menor, lo que reduce el desgaste. Así mismo, debido principalmente a la ausencia del ruido de los rotores, los multicópteros son generalmente más silenciosos que los helicópteros de tamaño similar. En resumen se consigue una reducción del número de averías y en consecuencia aumento de la fiabilidad, disponibilidad y seguridad en el empleo.

Gracias a la falta de partes móviles, excepto los pares solidarios motor-hélice, los multicópteros son de movimientos suaves y vibraciones reducidas, lo que los hace ideales para embarcar cámaras de observación. Los multicópteros con seis o más motores ofrecen redundancia por lo que, teóricamente, si un motor falla el aparato continuará volando con seguridad. Estas máquinas tienen una estructura muy simple, lo que hace posible cambiar componentes averiadas sin necesidad de un taller ni herramientas complejas.

Los requisitos definidos por el cuerpo de Infantería de Marina para la selección del UAV se corresponden con una plataforma de reconocimiento a corta distancia, de bajo peso y reducido tamaño, capaz de ser desplegada en cualquier momento y lugar.

En la Tabla 1-1 se han recogido las principales ventajas e inconvenientes de los tipos de aeronave más utilizados en el ámbito de los UAVs. A la vista de estos resultados se ha seleccionado el multicóptero como el tipo de aeronave adecuado para desarrollar un UAV con las especificaciones anteriormente descritas.

Ala fija		Ala rotatoria	
Ventajas	Desventajas	Ventajas	Desventajas
Autonomía	No vuelo estacionario	Vuelo estacionario	Autonomía
Alcance	Maniobrabilidad difícil	Estabilidad	Consumo
Techo de vuelo	Diseños no modificables	Control	
Velocidad		Maniobrabilidad	
Consumo		Tamaño	

Tabla 1-1: Ventajas y desventajas de las aeronaves de ala fija y rotatoria

1.3 Clasificación de los UAV

Los diferentes métodos de clasificación de UAVs provienen de la necesidad de crear una normativa común para que puedan desarrollar sus misiones de forma fiable y segura, compartiendo el espacio aéreo con aeronaves tripuladas. Estos métodos de clasificación se deben a la gran variedad de UAVs existentes y a las diferentes misiones y características de cada uno.

La OTAN ha publicado una clasificación (Tabla 1-2) basada en el máximo peso para el despegue y la altitud operativa de funcionamiento.

Clase (MTOW)	Categoría	Empleo	Altitud de operación AGL	Radio de Misión
CLASE I ≤ 150 Kg	MICRO < 2 Kg	Táctico, (Sección)	Hasta 200 pies	5 Km (LOS)
	MINI 2-20 Kg	Táctico (Compañía)	Hasta 1.000 pies	25 Km (LOS)
	LIGEROS > 20 Kg	Táctico (Batallón)	Hasta 1.200 pies	50 Km (LOS)
CLASE II ≤ 600 Kg	TÁCTICO	Táctico (Brigada)	Hasta 10.000 pies	200 Km (LOS)
CLASE III > 600 Kg	MALE (Medium Altitude Long Endurance)	Operacional	Hasta 45.000 pies	Sin Límite (BLOS)
	HALE (High Altitude Long Endurance)	Estratégico	Hasta 65.000 pies	Sin Límite (BLOS)
	Combate	Estratégico	Hasta 65.000 pies	Sin límite (BLOS)

Tabla 1-2: Clasificación OTAN de los UAV [29]

La clasificación OTAN también define las alturas operativas de las aeronaves, los empleos más corrientes y el radio de la misión. Sin embargo, estos no son factores discriminantes a la hora de clasificar los UAVs ya que el factor determinante es el peso. Así mismo, aunque la autonomía no es un discriminante específico, los acrónimos HALE (Gran altura, Gran autonomía) y MALE (Media altura, Larga autonomía) son utilizados por la OTAN para diferenciar el empleo y la altitud operativa de las grandes aeronaves no tripuladas.

Al igual que la OTAN, otras organizaciones como la NASA en el documento [2] también consideran la altitud de vuelo (Tabla 1-3) y el alcance (Tabla 1-4) como criterios de clasificación:

Categoría	Altitud (ft)
Micro	< 500
Mini	100 – 10.000
Táctico	1.500 – 18.000
Altitud Media	18.000 – 60.000
Gran Altitud	> 60.000

Tabla 1-3: Clasificación NASA según altitud [2]

Alcance
Local
Regional
Nacional
Internacional

Tabla 1-4: Clasificación NASA según alcance [2]

Estos datos demuestran que existen múltiples clasificaciones para los UAV dependiendo del país, el tipo de uso o de las características específicas de cada aparato. Al ser la Armada Española parte integrante de la OTAN, en este estudio se utilizará su sistema de clasificación para definir el UAV.

1.4 Partes del UAV

En el documento [3] de la JAPCC, se dividen los componentes de un UAV en:

- Plataforma aérea (Unmanned Aircraft Element)
- Carga útil (Payload Element)
- Elemento humano (Human Element)
- Elementos de control (Control Element)
- Sistemas de comunicaciones (Communications Element)
- Equipos de apoyo (Support Equipment Element)

Estos componentes están repartidos entre el segmento aéreo y el segmento terreno pudiendo repartirse en ambos segmentos como se muestra en la Figura 1-1. A continuación se desarrollarán de forma breve cada uno de los componentes:

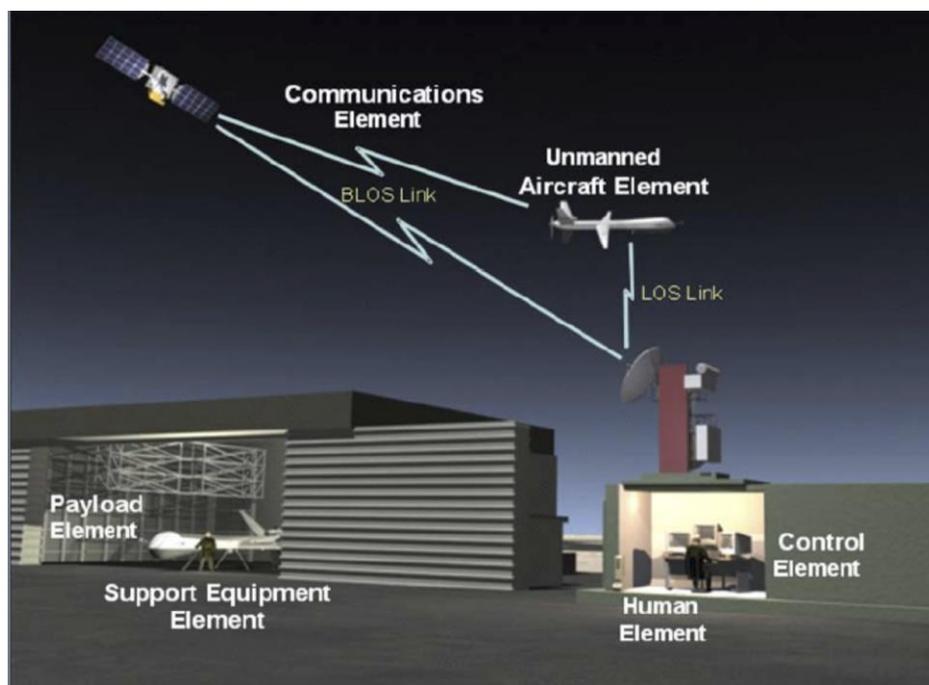


Figura 1-1: elementos del UAV [30]

1.4.1 Plataforma aérea

Es el primer componente del segmento aéreo. Los tamaños de las plataformas varían desde los 10 centímetros hasta los 40 metros de envergadura como se observa en la Figura 1-2. En ellas se incluyen diferentes sistemas de:

- **Sustentación:** alas fijas o rotatorias.
- **Propulsión:** motores gasolina, diésel, turbohélices, turboreactores o motores eléctricos.
- **Posicionamiento:** GPS, cartografía.
- **Navegación:** gestión del vuelo a partir de las órdenes recibidas.



Figura 1-2: Plataformas aéreas Global Hawk [4] y Black Hornet (<http://www.suasnews.com/>)

1.4.2 Carga útil

Es el segundo componente del segmento aéreo y se diseña de acuerdo con la misión asignada. Está compuesta por los diferentes equipos y sensores embarcados, tanto interna como externamente, para llevar a cabo la misión. Pueden ser sistemas electroópticos, infrarrojos, designadores láser, radares, sistemas de guerra electrónica e incluso armamento. En la Figura 1-3 se muestran algunos ejemplos de cargas utilizadas en diferentes UAVs a día de hoy.



Figura 1-3: Cámara electroóptica e infrarroja (<http://www.x20.org>) y radar (<http://media.defenceindustrydaily.com/>)

1.4.3 Elemento humano

El aparato requiere participación humana para ejecutar la misión, siendo esta la parte fundamental del elemento terreno, es además la clave del éxito en la misión del UAV. Para la mayoría de los UAVs el elemento humano consta de: operador de la aeronave, personal de mantenimiento, comandante de la misión y un analista de la información obtenida. Todo el personal debe estar cualificado en su área y debe mantener su nivel de adiestramiento. En la Figura 1-4 se puede ver todo el personal del Ejército de Tierra español designado para el Sistema PASI.



Figura 1-4: Elemento humano del Sistema PASI (<http://www.mde.es>)

1.4.4 Elementos de control

Puede estar basado en tierra, en la mar, o en el aire según el tipo de la misión y las necesidades de mando y control. Incluye los equipos y sistemas que planifican y controlan la misión: control del vuelo, control de la carga útil, distribución de la información a unidades ajenas. Además incluye los sistemas de comunicaciones y enlaces de datos necesarios para controlar la plataforma o los equipos embarcados. Todos estos equipos pueden estar integrados en una estación terrestre fija, o en una estación portátil (Figura 1-5).



Figura 1-5: Elementos de control fijo (<http://m.inmagine.com>) y portátil (<http://sgid.es/>)

1.4.5 Sistemas de comunicaciones

Incluye todos los medios de comunicación entre el segmento aéreo y el terreno tanto para el control del UAV como para el control de la misión. Incluye por tanto un enlace (link de datos) por donde se transfiere toda la información recibida de los diferentes sensores, y un segundo enlace para la información de los parámetros de vuelo, necesidades y control de la plataforma aérea que pueden estar juntas o separadas dependiendo de la complejidad del aparato. Estas transmisiones pueden ser vía Línea de Vista (LOS) o Más Allá de la Línea de Vista (BLOS).

Además, incluye todas las comunicaciones internas del UAV. Los diferentes sensores de posición, estabilidad y propulsión pasan la información recibida al sistema de navegación para que este distribuya la carga al sistema de propulsión. Así se logra una mayor estabilidad y maniobrabilidad. En la Figura 1-6 se observan los sistemas de comunicaciones tanto internos como externos.

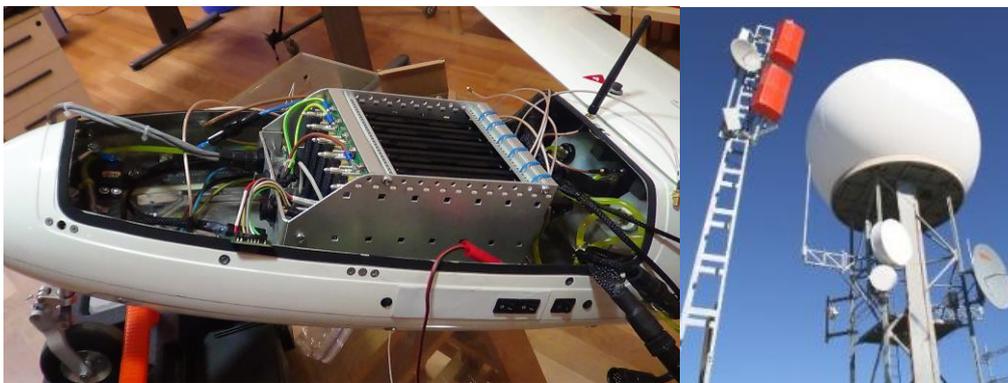


Figura 1-6: Sistemas de comunicaciones internos (<http://centum.es/>) y externos (<http://www.elimco.com/>)

1.4.6 Equipos de apoyo

Al igual que las aeronaves tripuladas, los UAVs requieren apoyo logístico. Este incluye todos los requisitos previos para el despliegue, transporte, mantenimiento, lanzamiento y recuperación. Algunos ejemplos de estos equipos se muestran en la Figura 1-7. Aunque para los sistemas de lanzamiento manual este apoyo es relativamente sencillo, el problema fundamental de los equipos de apoyo es que no existe un estándar para todos los UAVs. Debido a esto algunas organizaciones como la OTAN están desarrollando técnicas comunes para hacerlos compatibles y así simplificar su desarrollo y adquisición.



Figura 1-7: Equipo de mantenimiento (<http://www.infouas.com>) y de lanzamiento (<http://www.hispaviacion.es/>)

2 ESTADO DEL ARTE

2.1 Historia de los UAVs

El uso de aeronaves como medios de reconocimiento en operaciones militares comienza a finales del s. XIX. Los globos aerostáticos cautivos, que en el caso naval se amarraban a los buques, permitían obtener información sobre el enemigo y corregir el tiro naval.

El 17 de Diciembre de 1903 los hermanos Wilbor y Orville Wright lograron el primer vuelo a motor sobre el avión Wright Flyer, demostrando así que el ser humano es capaz de volar con máquinas más pesadas que el aire. El origen de los vehículos aéreos no tripulados podría establecerse el 6 de marzo de 1918, cuando uno de los torpedos aéreos de la Armada Estadounidense consiguió volar con éxito. Esto fue posible gracias al desarrollo de Peter Cooper Hewitt y Elmer Sperry de un giróscopo estabilizador automático que permitía el vuelo estable, recto y nivelado de una aeronave. El sistema fue integrado en aviones de entrenamiento tipo Curtiss N-9 junto con un sistema de control por radiofrecuencia, y cargados con 300 libras de explosivo (Figura 2-1).



Figura 2-1: Hewitt-Sperry Automatic Airplane [4]

Sin embargo, a finales de 1916 H.P. Folland ya había diseñado la estructura del primer monoplano no tripulado (Figura 2-2), cuyo sistema de radiocontrol fue inventado por el profesor A.M. Low. Este último fue el encargado del desarrollo de estas aeronaves para el ejército inglés en el denominado “RFC Experimental Works”. El resultado fue el diseño de un UAV interceptor, cuya misión principal debía ser de defensa anti Zeppelines también capaz de realizar bombardeo y ataques a tierra. Para ocultar el propósito real de este diseño se denominó “Blanco Aéreo”.



Figura 2-2: Diseño para el avión no tripulado – El AT 1916 [36]

En el periodo entre la Primera y la Segunda Guerra Mundial, varios países impulsaron el estudio de las aeronaves no tripuladas. Así, se desarrollaron numerosas bombas y misiles de crucero con propulsión propia. Muchos de ellos fueron aeronaves reconvertidas en aviones no tripulados y cargados de explosivos, como el B-17 o el B-24, usados como bombas con capacidad de vuelo (Figura 2-3). Estas aeronaves necesitaban ser conducidas hasta una posición cercana al objetivo por un piloto. Era entonces cuando el piloto saltaba en paracaídas, dejando establecida la fase terminal del vuelo del avión.

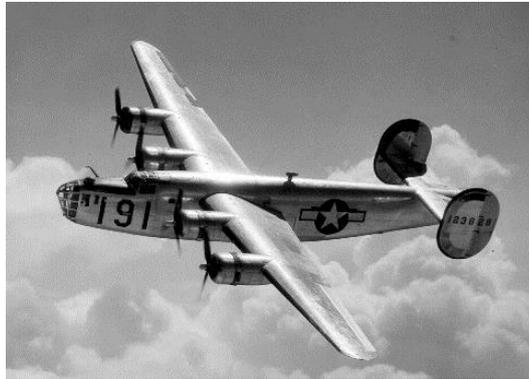


Figura 2-3: Bombardero B-24 [5]

Durante la Guerra Fría, la Ryan Aeronautical Company desarrolló el Ryan Model 147 a partir del dron-blanco "Firebee". Se desarrollaron diferentes modelos según las misiones de reconocimiento que debían llevar a cabo: imágenes o medidas electrónicas. El éxito de estas aeronaves empujó a Israel a la adquisición de doce de estos aparatos. A partir de entonces el desarrollo de sistemas no tripulados se consideró estratégico para el ejército israelí que impulsó la fabricación de sistemas locales y el desarrollo de tecnología propia.

A partir de la década de los 60 tienen lugar los derribos de varios aviones tripulados de reconocimiento estadounidenses. Esto tuvo un gran impacto en la sociedad debido a la pérdida de vidas humanas en este tipo de misión, lo cual fue fundamental para impulsar el desarrollo de los UAVs. La primera misión real de la versión mejorada de los UAVs Ryan, los AQM-34 Lighting Bug (Figura 2-4), fue en agosto de 1964 en Vietnam. Varios de estos aparatos fueron derribados y mostrados al público por las autoridades chinas. La falta de víctimas mortales o prisioneros hicieron que el impacto de estos hechos en la opinión pública internacional fuese mínimo.



Figura 2-4: AQM- 34 Firebee [30]

En el año 1973 Israel crea el primer UAV moderno, el “Tadiran Mastiff” (Figura 2-5), diseñado para vigilancia en tiempo real, guerra electrónica y señuelos. El Ejército de Aire israelí fue el primero en utilizarlos para una misión de combate en 1982, en Líbano. Este conflicto bélico fue un punto de inflexión en el desarrollo y empleo de los aviones no tripulados en combate. Se probaron gran parte de las funciones que pueden realizar y que hasta el momento habían sido llevadas a cabo por aviones tripulados.



Figura 2-5: Tadiran-Mastiff (<http://militaerwelt.virsys.de>)

En el año 1991, los militares estadounidenses desplegaron el UAV Pioneer en Irak. Fueron utilizados tanto en misiones de reconocimiento como designadores de blancos o iluminadores de objetivos. Sin embargo, es durante la Guerra de Kosovo cuando comienzan a aparecer gran variedad de UAVs desarrollados por múltiples empresas. Las características de todos ellos varían según las misiones asignadas, permitiendo localizar objetivos a diferentes cotas de vuelo según el tipo de terreno y el clima. Para obtener las mejores prestaciones en función de las misiones asignadas, es necesaria la especialización de estas aeronaves y conocer todos los parámetros relevantes: sensores que monta, autonomía, discreción, cota y distancia de funcionamiento, capacidad de recuperarlo. La gran variedad de posibilidades tecnológicas son la revolución en el desarrollo de los UAVs.

En los años 2001 y 2002, el Ejército del Aire americano usó en Afganistán los UAVs Predator (Figura 2-6) y Global Hawk. Con estos sistemas consiguieron transmitir imágenes en tiempo real desde los UAVs hasta los helicópteros de ataque encargados de destruir los blancos. En este conflicto se da un paso más, armando con misiles algunos helicópteros y cazas sin tripulación UCAV (Unmanned Combat Air Vehicles). Durante la invasión de Iraq, el UAV Predator fue utilizado para iluminar objetivos y evaluar los daños debidos a los bombardeos. Mientras tanto, el Global Hawk se utilizó en misiones de vigilancia y reconocimiento.



Figura 2-6: Predator [28]

Desde 2001 se observa un gran crecimiento de las inversiones de muchos países en los UAVs, esto es debido a que en los conflictos actuales se evita, siempre que se puede, poner en riesgo la vida del personal propio. Además, estos sistemas proporcionan una gran ventaja debido a su superior capacidad de observación frente a las patrullas de reconocimiento convencionales. Todo esto ha sido demostrado en conflictos como los de Israel, Líbano, Afganistán e Irak. Según la publicación del Ministerio de Defensa [4] actualmente existen más de 700 diseños con gran variedad de prestaciones y en diferentes estados de desarrollo o implementación. De estos, más de 500 son específicos de uso militar.

En octubre de 2013, el Ejército Británico tenía en servicio 324 nanoUAVs “Black Hornet” (Figura 2-7). Este UAV mide 10x2.5cm y permite a los soldados británicos reconocer lugares peligrosos como muros y esquinas sin necesidad de exponerse. Con un sistema Data-Link con GPS el operador recibe la imagen en un terminal de mano. En las noticias del Ejército Británico [5] se explica que estos equipos ya han sido probados en Afganistán.



Figura 2-7: Black Hornet [29]

2.2 UAVs disponibles en las Fuerzas Armadas españolas

2.2.1 ScanEagle

El 14 de julio de 2014 el Almirante Jefe de Estado Mayor de la Armada promulgó la directiva 03/2014 [6] para la creación y entrada en servicio de la 11ª escuadrilla de aeronaves de la armada (sistemas aéreos pilotados de forma remota). Inicialmente esta unidad estará formada por cuatro UAVs ScanEagle (Figura 2-8) desarrollados por la empresa Insitu. Estos drones son capaces de obtener información en misiones de inteligencia, vigilancia y reconocimiento tanto de día como de noche en todo tipo de escenarios. Las características operativas de estas aeronaves se recogen en la Tabla 2-1.



Figura 2-8: ScanEagle (<http://www.insitu.com/>)

Las comunicaciones con la estación en tierra permiten un alcance de hasta 55 millas náuticas. Dispone de sistemas de mando y control y Data Link a tiempo real encriptados para ofrecer una mayor seguridad en las comunicaciones.

El sistema de propulsión de estos UAVs es de combustible pesado (JP5) y disponen de una catapulta neumática de lanzamiento para el despegue y una percha de recogida para el aterrizaje.

En cuanto a la carga útil a bordo, tres de estas aeronaves incorporarán una cámara electro óptica mientras que la cuarta llevará una cámara infrarroja.

Autonomía (h)	>24
Envergadura (m)	3.11
Longitud (m)	1.55-1.71
Velocidad (km/h)	100-150
Peso máximo al despegue (kg)	22
Carga útil (kg)	3.4
Alcance máximo (km)	100

Tabla 2-1: Características operativas ScanEagle [7]

2.2.2 Sistema SIVA

El sistema SIVA (Figura 2-9) es un sistema completo de vigilancia electro-óptica con medios aéreos no tripulados diseñado por la empresa INTA [8]. A día de hoy, es una herramienta fundamental para el Ejército de Tierra para visualizar el campo de batalla en tiempo real. Es capaz de realizar misiones tanto de vigilancia como de observación con los sensores FLIR y las cámaras CCD estabilizadas integradas en el sistema como parte de la carga útil. El enlace se puede realizar por línea de visión directa (LOS), aunque limita el alcance con la estación de control de tierra (GCS), o vía satélite aumentando el alcance operativo. Las imágenes y la información se procesan en varios racks portátiles.



Figura 2-9: Sistema SIVA (<http://www.ejercito.mde.es/>)

Este UAV es capaz de realizar misiones automáticas siguiendo un planeamiento previo de la misión. Antes del despegue se analizan diversos factores que limitan su funcionamiento como son el combustible y el enlace de comunicaciones. Una vez en el aire, el UAV tiene capacidad para finalizar la trayectoria definida previamente aunque se puede cambiar o variar su trayectoria e incluso redefinir su misión mediante el enlace a tierra. Sus características operativas vienen detalladas en la Tabla 2-2.

Dispone de un lanzador neumático para su despegue y un paracaídas para el aterrizaje. Además permite las maniobras normales de cualquier avión tripulado despegando y aterrizando en pista. Los componentes del sistema son:

- Estación de tierra (GCS) donde se monitorizan todos los parámetros del UAV y se procesa la información recibida.
- Terminal de datos de tierra, que es el conjunto de antenas necesarias de comunicaciones con la plataforma.
- Lanzador de vuelo neumático para darle la velocidad necesaria de vuelo.
- Terminal de vídeo para visualizar las imágenes de forma remota en tiempo real.

Autonomía (h)	7
Velocidad de observación (km/h)	115
Velocidad máxima (km/h)	170
Peso máximo al despegue (kg)	300
Carga útil (kg)	40
Alcance máximo (km)	150

Tabla 2-2: Características operativas Sistema SIVA [8]

2.2.3 Sistema PASI

El sistema PASI (Figura 2-10) ha sido diseñado para el Ejército de Tierra basado en el modelo israelí Searcher MK II de la empresa Israel Aircraft Industries (IAI) [9]. Este es un sistema UAV táctico de vigilancia, reconocimiento, adquisición de blancos y reglaje de artillería.



Figura 2-10: Sistema PASI (<http://www.ejercito.mde.es/>)

Este sistema realiza las maniobras de despegue y aterrizaje de manera autónoma y está fabricado con tecnología stealth (formas de camuflaje visual, electrónico, electro-óptico y acústico) para reducir la superficie radar equivalente. Consta de un data link para enlace con tierra y control en tiempo real, además de un sistema de retorno autónomo de seguridad que utiliza en caso de pérdida de la señal. Otro modo de funcionamiento es pre programando rutas, en este modo utiliza un control de misión aerotransportado basado en GPS que le permite corregir sus rutas de vuelo y poder visualizar con mayor exactitud determinadas zonas.

La carga útil del sistema PASI consta de: un equipo MOSP Optoelectrónica Multimisión con capacidad de actuar como relé de comunicaciones, un sistema de grabación digital para apoyo y control de la transmisión de datos vía satélite entre la estación de control en tierra (GCS) y el terminal de datos.

El sistema PASI se compone de 4 aviones no tripulados IAI Searcher MKII J, una tienda de mantenimiento usada como almacén de los distintos UAVs junto a los equipos terrestres, una estación de control de tierra (GCS) desde donde se controla, procesa y presenta la información tomada por el UAV en tiempo real (con capacidad de grabación para análisis posterior), una antena de enlace integrada en el terminal de datos en tierra (GDT) y dos puestos de control remoto (RVT) para enviar la información a la cadena de mando a través de fibra óptica. Sus características operativas se detallan a continuación en la Tabla 2-3.

Autonomía (h)	14
Envergadura (m)	8.55
Longitud (m)	5.85
Velocidad (km/h)	198
Peso máximo al despegue (kg)	426
Carga útil (kg)	100
Alcance máximo (km)	250-350

Tabla 2-3: Características operativas Sistema PASI [9]

2.2.4 RQ-11 RAVEN

El sistema RQ-11 RAVEN (Figura 2-11) ha sido diseñado por la empresa estadounidense Aeroenviroment, quien los suministraba principalmente al ejército americano [10]. Es considerado uno de UAV más pequeños y eficaces. El modo de despegue es mediante impulso manual, el usuario lo debe lanzar al aire y continúa siendo propulsado por un pequeño motor eléctrico.



Figura 2-11: RQ-11 RAVEN (<http://www.ejercito.mde.es/>)

Existen dos modos de funcionamiento: en un primer lugar está el modo en tiempo real, llevado a cabo de manera remota a través de una estación de control terrestre, y en segundo lugar el modo automático por el cual el UAV vuela de forma autónoma mediante posicionamiento GPS.

La carga útil que monta este aparato son dos cámaras de vídeo en color CCD con visión frontal y lateral y una cámara de visión nocturna. La principal función del sistema RQ-11 RAVEN es de apoyo en misiones de reconocimiento y vigilancia, búsqueda de objetivos, seguridad de convoyes y protección de tropas. Además es utilizado para la evaluación de daños de batalla y pequeñas operaciones en zonas urbanas. Sus características operativas se detallan en la Tabla 2-4.

La estación de control terrestre (GCS) es muy ligera y de componentes modulares con la cubierta impermeable. Opcionalmente se le puede instalar cartografía digital con un software de planificación de misión mediante ordenador portátil y es capaz de grabar tanto vídeo digital como las capturas de imagen fija.

Autonomía (min)	60-90
Envergadura (m)	1.40
Longitud (m)	0.90
Velocidad (km/h)	20-57
Peso máximo al despegue (g)	1.900
Carga útil (g)	200
Alcance máximo (m)	10.000

Tabla 2-4: Características operativas RQ-11 Raven [10]

2.3 Multicópteros en el mercado

Los UAVs de los que disponen las Fuerzas Armadas españolas no cumplen los requisitos del mini UAV objeto de estudio. Esto es debido a que las misiones de reconocimiento que ejecutan estas aeronaves son a mayor escala que las que se buscan en este trabajo. El RQ-11 Raven realiza misiones similares a las que se pretenden, pero al no poder realizar vuelo estacionario no sería capaz de llevar a cabo la corrección del tiro artillero a tiempo real desde una posición estática. Sin embargo, en el mercado actual existen diversos tipos de multicópteros, con diversos tipos de estructuras, cuyas prestaciones se acercan mucho más a las características operativas que aquí se buscan. Hay que tener en cuenta que los aparatos fabricados para uso civil vienen limitados en alcance y techo operacional por la normativa europea. Los que más se acercan a las especificaciones operativas son:

2.3.1 Aeryon SkyRanger

Este cuadricóptero (Figura 2-12) ha sido desarrollado por la empresa Aeryon para realizar misiones de inteligencia y reconocimiento en el ámbito militar. Según los datos aportados por la empresa en el documento técnico [11], es un sistema de seguridad en tiempo real y una fuente de información previa de la situación táctica. Las principales características de este cuadricóptero se detallan en la Tabla 2-5. Las capacidades autónomas del aparato y el sistema de guiado con pantalla táctil requieren un mínimo entrenamiento del operador. La capacidad de despegue inmediato y su pequeño tamaño permiten realizar misiones de: representación táctica, designación de blancos, inteligencia, vigilancia y reconocimiento. Debido a su pequeño tamaño es transportado por una única persona y no necesita ningún sistema de despegue o aterrizaje adicional.

La carga útil que monta este aparato son: una cámara electro-óptica de gran resolución y una cámara infrarroja incorporadas en un brazo con 360° de giro.

Autonomía máxima (min)	50
Alcance máximo (m)	5000
Techo operacional (m)	4500
Peso (g)	2.400
Carga útil (g)	400
Peso máximo al despegue (g)	3.400

Tabla 2-5: Características operativas Aeryon Skyranger [11]



Figura 2-12: Aeryon SkyRanger (<http://www.aeryon.com/>)

2.3.2 Indago VTOL

Este multicóptero (Figura 2-13) ha sido desarrollado por la empresa “Lockheed Martin Procerus Technologies” para el mercado civil y militar. En la hoja de especificaciones [12] se detallan sus características (Tabla 2-6) como su diseño compacto que permite el despliegue en sesenta segundos incluso con malas condiciones meteorológicas. Tiene sistemas de regreso al lugar de despegue en caso de perder comunicaciones, posición o batería baja. El control se lleva a cabo con un mando de radiocontrol que incorpora una pantalla para realizar el vuelo en primera persona y tomar datos. Tiene la estructura plegable para cargarlo fácilmente y es muy silencioso.

La carga útil que puede llevar es: una cámara electro-óptica de gran resolución y una cámara infrarroja en un brazo con capacidad de movimiento en un solo eje. Existe la capacidad de cambiar la carga por otro tipo de cámaras.

Autonomía máxima (min)	45
Alcance máximo (m)	5000
Techo operacional (m)	4500
Peso (g)	2.200
Carga útil (g)	200
Peso máximo al despegue (g)	3.300

Tabla 2-6: Características operativas Indago VTOL [12]



Figura 2-13: Indago VTOL (<http://www.lockheedmartin.com/>)

2.3.3 MD4-1000

Este cuadricóptero (Figura 2-14) ha sido desarrollado por la empresa Microdrones en cuya hoja de especificaciones técnicas [13] podemos ver que sirve para realizar todo tipo de tareas de vigilancia. Las principales características de este cuadricóptero se detallan la Tabla 2-7. Controlado por un mando de radiocontrol, permite al operario realizar un vuelo en tiempo real con un ordenador portátil, además de integrar un sistema de navegación autónoma basada en puntos GPS. Su peso reducido y la posibilidad de plegarse hacen que sea fácilmente transportable. La flexibilidad de cargas que ofrece permite que sea utilizado en un amplio campo de aplicaciones.

Autonomía máxima (min)	88
Alcance máximo (m)	40.000
Techo operacional (m)	4500
Peso (g)	2.600
Carga útil (g)	1.200
Peso máximo al despegue (g)	6.000

Tabla 2-7: Características operativas MD4-1000 [13]



Figura 2-14: MD4-1000 (<http://www.microdrones.com/>)

2.3.4 DJI S900

El hexacóptero S900 (Figura 2-15) ha sido desarrollado por la empresa DJI para trabajos de vídeo profesionales, sus características técnicas, que se detallan en la Tabla 2-8, se encuentran en su hoja de especificaciones [14]. Su sistema de propulsión permite conseguir un gran empuje mejorando la eficiencia. Además, el controlador de vuelo permite que el aparato siga volando de manera segura a pesar de la pérdida de una de sus rotores. Esto le da mayor fiabilidad y seguridad. Los seis brazos son plegables y fabricados en fibra de carbono, lo que lo hace muy ligero y fácil de transportar. El control se realiza mediante un mando de radiocontrol.

La carga útil va insertada en un hueco específico del plato central, y la capacidad de video en tiempo real depende exclusivamente de la cámara.

Autonomía (min)	18
Peso (g)	4.700
Carga útil (g)	3.300
Peso máximo al despegue (g)	8.200

Tabla 2-8: Características operativas S900 [14]



Figura 2-15: S900

2.3.5 DJI S1000

El octocóptero S1000 (Figura 2-16) ha sido desarrollado por la empresa DJI para trabajos que necesiten levantar una gran carga, sus datos técnicos (Tabla 2-9) se recogen en [15]. La disposición de los rotores le permite aumentar la capacidad de empuje y mejorar su eficiencia. Este aparato también ofrece redundancia de rotores, pudiendo volar a pesar de la pérdida de uno de ellos. Sus brazos son de plegable y de fibra de carbono, esto lo hace fácilmente transportable y ligero. El control se realiza mediante un mando independiente de la carga insertada.

La carga útil que ofrece este octocóptero es mucho mayor, hasta 11 kg de peso máximo al despegue. La capacidad de video en tiempo real depende únicamente de la cámara utilizada.

Autonomía (min)	15
Peso (g)	6.000
Carga útil (g)	4.200
Peso máximo al despegue (g)	11.000

Tabla 2-9: Características operativas S1000 [15]



Figura 2-16: S1000

3 DESARROLLO DEL TFG

Como se ha descrito anteriormente, el principal objetivo de este proyecto es determinar el sistema de propulsión: motores, hélices y baterías, que nos permitan conseguir las características necesarias para un mini UAV de reconocimiento y apoyo al tiro artillero.

En los siguientes apartados se describe el proceso llevado a cabo, teniendo en cuenta los problemas que se pretenden solventar y detallando los aspectos más relevantes.

3.1 Funcionamiento del multicoptero

El principio de funcionamiento del multicoptero consiste en la utilización de varios rotores. Cada uno de los motores gira en sentido contrario a los dos de su lado, esto es, si un motor gira en sentido de las agujas del reloj, el de su izquierda y su derecha girarán en el sentido contrario y viceversa. A mayor velocidad de giro del motor, mayor momento torsor pero teniendo los motores girando de manera contraria, el momento torsor final será nulo (principio de Acción-Reacción, Tercera Ley de Newton), y la aeronave se mantendrá estable sobre el eje vertical. La Figura 3-1 refleja gráficamente; para un cuadricóptero, los movimientos explicados a continuación.

-Control vertical: El control vertical se consigue con la variación simultánea de la velocidad de los motores. Para despegar (apartado “e” de la Figura 3-1), o aumentar altura, los motores aceleran a la vez y las hélices asociadas generan más empuje y la máquina se eleva en el aire. Para aterrizar o disminuir altura se hace el proceso contrario (apartado “f” de la Figura 3-1), los motores giran a menor velocidad generando menos empuje y la aeronave desciende.

-Control horizontal: El control horizontal se consigue cambiando las revoluciones de dos rotores opuestos, independientemente de los otros, alterando el empuje y el momento torsor y así maniobrando el multicoptero.

-Control de avance y retroceso: Para moverse hacia delante y hacia atrás (1 y 3 en los apartados “b” y “a” de la Figura 3-1 respectivamente) el multicoptero necesita inclinarse (cabeceo). Esta inclinación la consigue acelerando el rotor de la cola y decelerando el rotor del morro, así crea un desequilibrio que hará que el aparato se mueva hacia delante; para volar hacia atrás debe hacer el proceso inverso, acelerar el rotor de proa y decelerar el de popa. El control de balanceo es básicamente igual; para moverse hacia la izquierda el rotor derecho acelera y el izquierdo decelera, y viceversa para moverse hacia la derecha (apartados “c” y “d” de la Figura 3-1 respectivamente). Tanto en el cabeceo como en el balanceo, la relación entre aceleración y deceleración de los rotores mantiene el momento torsor y evita que el aparato vire.

-Control de la virada: Para virar los multicopteros necesitan una descompensación del momento torsor. Para virar a la derecha se aceleran los rotores levógiros, así el momento torsor generado será mayor que el de los dextrógiros y el momento final hará que el multicoptero vire a la derecha. Sin embargo, al girar a mayor velocidad los levógiros puede ser que el exceso de empuje provoque balanceo. Para evitar esto se deceleran los rotores dextrógiros para que generen menos empuje y no se genere balanceo. Si queremos virar hacia la izquierda haremos el proceso contrario (apartados “h” y “g” de la Figura 3-1).

Estas son las maniobras básicas, también es posible hacer maniobras más complejas como virar mientras se balancea. Para esto es necesario realizar variaciones combinadas de velocidad individuales para cada motor, eso se consigue con un controlador de vuelo.

La razón por la que no se utilizan multicopteros con un número impar de rotores es porque no se puede cancelar el momento torsor. Existe una excepción, el tricóptero, que utiliza tres rotores y un servo para permitir a uno de los rotores tener el control de virada.

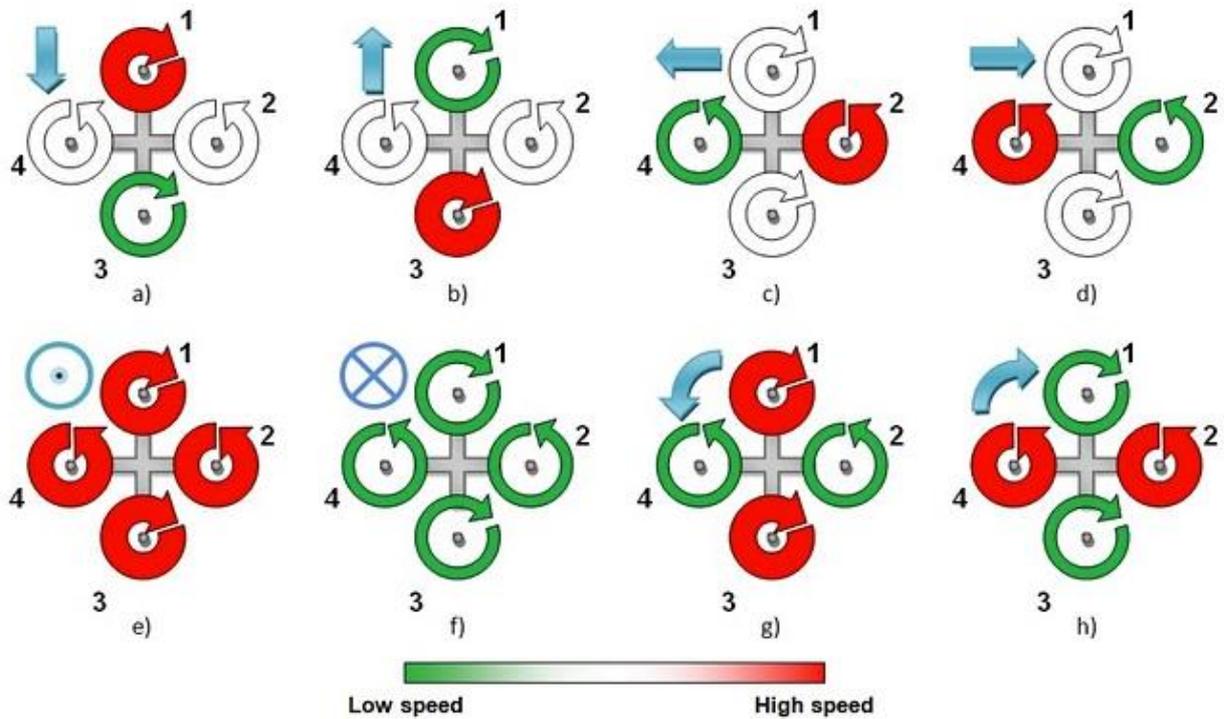


Figura 3-1: Comportamiento de los rotores (<http://aerobotclubderoboticadeaeronuticos.blogspot.com.es>)

3.2 Estudio de la arquitectura del multicoptero

Los componentes fundamentales de un multicoptero según el artículo de la revista RCM&E [16] son:

3.2.1 Estructura

La estructura (Figura 3-2) forma el soporte de un multicoptero y es a lo que todos los demás componentes se deben acomodar. El requerimiento principal es que debe ser rígida ya que cualquier flexión podría dificultar el control. Existen estructuras de muchos tipos de materiales: plástico, metal, fibra de vidrio e incluso madera. El rango de pesos de las estructuras varía entre los 110g y los 1600g.

La estructura está formada por un plato central y los brazos. El plato central es normalmente donde se colocan el equipo de radiocontrol y las baterías, a veces dispuestas en vertical unas encima de otras. Esto ayuda a mantener las cosas ordenadas y ofrece mayor protección a los componentes en caso de accidente. También se pueden colocar otros componentes como el receptor GPS o el giróscopo.



Figura 3-2: Estructuras multicoptero [24]

3.2.2 Controlador de vuelo

Este es el cerebro del multicoptero (Figura 3-3). Su función básica es tomar los datos del operador y traducirlos en movimientos, enviando las señales apropiadas a los motores. Incorporan acelerómetros y giróscopos capaces de nivelar automáticamente el aparato si el operador se desorienta. Además, puede hacer uso de agujas y GPS para determinar la posición en 3D sin necesidad de intervención del operador. Este elemento es el encargado de llevar a cabo los planes de vuelo automáticos.

Una característica de seguridad es la capacidad de implementar el regreso automático si la aeronave pierde la señal. Existen gran variedad de controladores con diversas aplicaciones y características. El rango de pesos de los controladores varía entre 5g y 32 g.

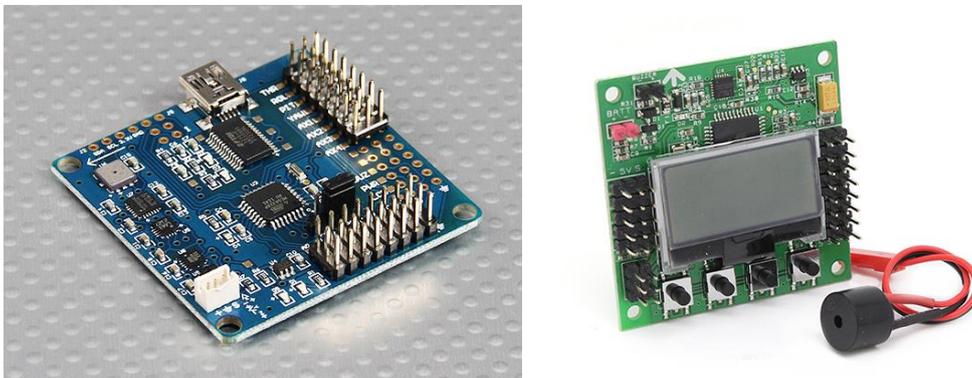


Figura 3-3: Controladores de vuelo [24]

3.2.3 Receptor

El receptor (Figura 3-4) es el encargado de recibir la señal de radiocontrol del emisor (mando). Consta de una o dos antenas radio que son las encargadas de lograr la cobertura suficiente para que el aparato no pierda la señal. Este elemento va conectado directamente al controlador de vuelo y establece el enlace entre el operador y la aeronave. Cuando el usuario envía una orden el receptor interpreta esta señal y la envía al controlador de vuelo que es el encargado de ejecutarla. Existen diversos tipos de receptor, con variedad en el número de canales de recepción, normalmente llevan 6. El peso de estos elementos varía entre 2g y 30g.



Figura 3-4: Receptores [24]

3.2.4 Motores

El control de los multicopteros se consigue variando la velocidad de giro de los distintos motores, esta es la razón principal por la que se utilizan motores eléctricos en vez de motores de combustión interna. Con estos últimos sería muy difícil anular completamente el momento torsor y los cambios de revoluciones no serían tan rápidos como los de un motor eléctrico, ya que estos tienen un par de giro elevado y prácticamente constante, y esto reduciría la maniobrabilidad. Además, los eléctricos tienen muchas otras ventajas: tienen tamaños mínimos, no cargan sustancias inflamables (que son peligrosas), a igual potencia su peso es menor, tienen unos rendimientos mayores (en torno al 75%), no necesitan transmisión ni marchas, no necesitan refrigeración y no emiten gases contaminantes. Otra serie de ventajas vienen detalladas en la Tabla 3-1

Dentro de los motores eléctricos existen dos tipos: motores con escobillas (brushed) y sin escobillas (brushless) (Figura 3-5). Estos últimos realizan la conmutación electrónicamente, así se eliminan los problemas de los motores con escobillas derivados del rozamiento: disminución del rendimiento, aumento de la temperatura, ruidos y mantenimientos periódicos.

Mayor respuesta dinámica Menor pérdida por calor. Mayor vida útil Menor ruido Mayor rango de velocidad Mayor potencia para el mismo tamaño Mejor disipación de calor Rango de velocidad elevado al no tener limitación mecánica. Menor ruido electrónico (menos interferencias en otros circuitos)

Tabla 3-1: Ventajas del motor brushless [17]

Los motores brushless se componen de dos partes: una móvil, que es el rotor, donde se sitúan los imanes permanentes y una fija, el estator o carcasa, sobre la cual están situados los bobinados de hilo conductor.

En estos motores la corriente eléctrica pasa directamente por los bobinados del estator y por eso no se necesitan ni las escobillas ni el colector de los motores con escobillas. Esta corriente eléctrica genera un campo electromagnético que interacciona con el campo magnético existente entre los imanes permanentes del rotor. Esta interacción crea la fuerza necesaria para que gire el rotor y por lo tanto el eje del motor.

Al no tener escobillas, ni colector, ni delgas, el elemento controlador de giro del rotor será el variador de velocidad. Su función es conocer en qué posición se encuentra el rotor en cada momento para hacer que le llegue la corriente necesaria para provocar el movimiento de rotación que le corresponde. Esto lo consigue gracias a unos sensores del motor, o mediante la observación del comportamiento de la corriente del motor. Es en este punto donde radica la mayor complejidad de los motores sin escobillas frente a los motores con escobillas. El variador debe analizar la respuesta y los datos de funcionamiento del motor entiendo real. Los motores sin escobillas se pueden agrupar en tres categorías [18]:

- **Rotor interno (Inrunner):** cuyo bobinado se encuentra en la carcasa exterior y el rotor en el interior. Estos motores tienen menor diámetro y par, y giran a velocidades mayores.
- **Carcasa giratoria (Outrunner):** cuyos imanes permanentes están colocados alrededor de un grupo de bobinas dispuestas de forma radial. El diámetro de este tipo de motores es mayor, así se consigue un par superior que permite trabajar directamente con las hélices. La relación empuje-peso los hace ideales para su aplicación en multicopteros.
- **Disco:** es un motor más compacto utilizado cuando la altura de funcionamiento del motor es crítica.

El parámetro más importante de los motores sin escobillas son las revoluciones por minuto a las que es capaz de girar el motor por cada voltio de electricidad aplicado (rpm/V). A mayores rpm/V, mayor velocidad y menores valores de par. Por el contrario, a menores rpm/V, menor velocidad y mayor par. Para encontrar el motor adecuado habrá que encontrar un compromiso entre velocidad y par teniendo en cuenta las características del multicoptero. El peso de los motores varía entre los 110g y los 400g.

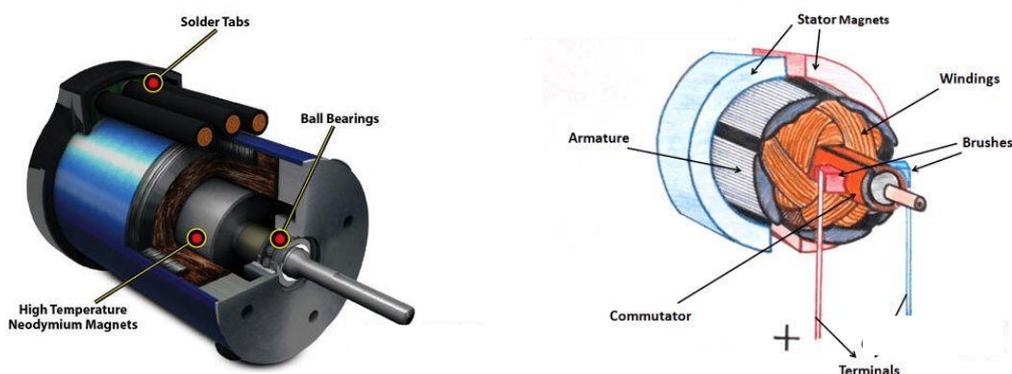


Figura 3-5: Motores brushless y brushed (<http://www.coherc.com>)

3.2.5 Variadores de velocidad

Estos elementos (Figura 3-6) controlan la velocidad a la que giran los motores. Cada motor necesita su propio variador, y cada uno de ellos debe estar conectado a la batería. Cuanto mayor sea la velocidad de actualización de datos, mayor señales por segundo podrán enviar a los motores. Así, los motores reaccionarán más rápido y el multicoptero volará mejor. El peso de estos componentes varía entre los 10g y los 390g.



Figura 3-6: Variadores de velocidad [24]

3.2.6 Hélices

Los multicopteros pasan gran parte del tiempo volando con intensidades de viento bajas, esto hace que la relación diámetro-paso (avance de la hélice cuando da un giro completo) (Figura 3-7) de las hélices (Figura 3-8) sea determinante para lograr un empuje y autonomía deseado. Los multicopteros son sensibles ante cualquier vibración o desequilibrio, por eso es muy importante que las hélices estén equilibradas. Hay dos tipos de hélices según el sentido de giro: empujadoras y tractoras.

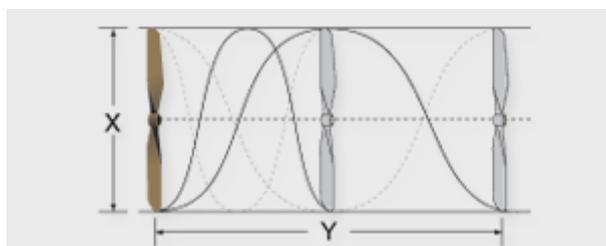


Figura 3-7: Relación diámetro-Paso (X-Y)

La clasificación de las hélices viene determinada por dos números, diámetro y paso. Las hélices grandes se utilizan para motores de bajas vueltas, ya que provocan mayor empuje y obtienen una mejor sustentación. Y lo contrario para motores más rápidos, se utilizan hélices pequeñas. El peso de las hélices varía entre los 5g y los 97g.



Figura 3-8: Hélices [24]

3.2.7 Baterías

El tipo de baterías utilizadas en estos aparatos son las de Polímero de Litio (LiPO) (Figura 3-9) ya que son una fuente de energía de gran capacidad, poco peso, gran capacidad de descarga y muy eficientes. Este tipo de baterías están divididas en múltiples celdas, cada una de ellas tienen una tensión 3.7 V de valor nominal. La nomenclatura de estas baterías son las letras “S”, precedida del número de celdas dispuestas en serie, y “P”, precedida de la cantidad de celdas en paralelo. Por ejemplo, una batería 10.000 mAh 6S2P serán dos conjuntos de 5.000mAh en paralelo y estando cada uno formado por 6 celdas en serie.

Si se aumenta la cantidad de celdas en serie se conseguirá una tensión mayor a la entrada del motor. Esto tendrá como efecto un incremento en el número de revoluciones por minuto a las que girará el motor y una velocidad de descarga de la batería mayor. Sin embargo, si se aumenta el número de celdas en paralelo lo que se conseguirá será una mayor capacidad de carga y por lo tanto una mayor autonomía. De todas formas hay que tener en cuenta el incremento de peso ya que variará considerablemente la autonomía. De todas formas también se pueden encontrar otros tipos de baterías en estos aparatos como son las de Níquel-Cadmio (NiCd), Níquel Hidruro Metálico (Ni-MH), Litio-Ferrofosfato (LiFePO).



Figura 3-9: Baterías [24]

3.3 Estudio de la carga útil

La carga útil requerida en este proyecto consiste en una cámara térmica cuyo brazo sea capaz de girar en un solo eje.

3.3.1 Cámaras térmicas

Las cámaras térmicas de aplicación en multicopteros, a día de hoy, son de microbolómetros. Los bolómetros según el libro “The ultimate infrared handbook for R&D professionals” [19] son sensores térmicos capaces de medir la radiación electromagnética variando su resistencia eléctrica según el calentamiento generado por la radiación infrarroja. Esta variación de la resistencia es medida y transformada en temperatura con la que se puede crear una imagen. Los microbolómetros son un tipo específico de bolómetros utilizados en cámaras térmicas.

Las principales ventajas de estos tipos de sensores es su refrigeración. Mientras que los anteriores sensores térmicos utilizaban métodos de enfriamiento caros y complejos, las cámaras de microbolómetros no requieren ningún tipo de refrigeración. A pesar de algunos inconvenientes, estas cámaras ofrecen grandes ventajas que se detallan en la Tabla 3-2.

Ventajas	Inconvenientes
Pequeño tamaño	Menor sensibilidad
Muy ligeras	Menor resolución (máximo 640x480 píxeles)
Salida de vídeo en tiempo real	Mayor ruido
Bajo consumo de batería	
Tiempo entre fallos (MTBF) muy largo	
Precios menores	

Tabla 3-2: Ventajas e inconvenientes de las cámaras térmicas [19]

Cámaras térmicas en el mercado:

- Tamarisk (Figura 3-10): Cámaras desarrolladas por DRS Technologies y detalladas en [20]. Son utilizadas en aplicaciones que requieren el mínimo peso, tamaño y consumo. Ofrecen dos resoluciones diferentes: 320x240 y 640x480 píxeles. Su peso varía entre 29 y 264 gramos para la primera y 65 y 525 gramos para la segunda.



Figura 3-10: Tamarisk
(<http://www.drsinfrared.com/>)

- Flir Tau 2 (Figura 3-11): Segunda serie de micro cámaras de la empresa FLIR Systems detalladas en [21]. Ofrecen tres resoluciones: 324x256, 336x256 y 640x512 píxeles. El peso de estas cámaras es de 100 gramos.



Figura 3-11: Flir Tau 2
(<http://www.flir.com/>)

- Kvasir (Figura 3-12): Son cámaras diseñadas específicamente para UAVs. Ofrecen dos resoluciones diferentes: 384x288 y 640x480 píxeles. El peso de estas cámaras está entre 40 y 114 gramos según el tipo de lente a emplear, todos estos datos vienen recogidos en [22].



Figura 3-12: Kvasir
(<http://www.uavcomponents.net/>)

Estas cámaras necesitan un brazo que las mueva de manera vertical para poder grabar hacia el frente y de manera perpendicular al suelo. Existen muchos tipos de brazos para los multicopteros, sin ser ninguno específico de estas cámaras. Sin embargo existen sistemas brazo + cámara de muy bajo peso desarrollados específicamente para UAVs.

- El soporte mT-Panoptes (Figura 3-13) es un diseño específico de la empresa Panoptes que detallan en su página web [23] para pequeños drones de ala rotatoria. Por eso todos los diseños han sido estudiados para asegurar su ligereza y bajo consumo de energía. Este sistema integra un brazo giratorio y dos cámaras, una electro-óptica de gran resolución y otra infrarroja (Flir Tau 2- 640). El peso total del sistema es menor de 250 gramos.



Figura 3-13: mT-Panoptes
(<http://www.panoptes.it/>)

3.4 Análisis de la situación

El estudio previo de los diferentes aspectos relacionados con el proyecto da una idea de la misión actual de los UAVs y de las necesidades que cubren. Conocidas las capacidades, sensores y características principales de estos aparatos, se ha diseñado el sistema de propulsión para un multicoptero capaz de implementar las necesidades del cuerpo de Infantería de Marina (Tabla 3-3).

Autonomía (min)	60
Techo operativo (m)	1000-2000
Alcance máximo (m)	5000
Tolerancia al viento(kn)	20

Tabla 3-3: Características operativas

3.5 Método de cálculo

Para realizar los cálculos del sistema de propulsión se ha utilizado el programa xcopterCalc (Figura 3-14) de la empresa eCalc. Los datos a introducir en el programa y sus valores seleccionados se detallan a continuación:

The screenshot shows the xcopterCalc web application interface. It includes a header with the 'eCalc' logo and social media links. The main area contains several sections for inputting drone specifications:

- General:** Refrigeración del Motor (media), Nº de rotores (4), Peso del modelo (850 g), Configuración (simple), Altura del campo (500 m ASL), Temp. aire (25 °C), Presión (QNH) (1013 hPa).
- Celdas batería:** Tipo (personalizada), Configuración (3 S 1 P), Capacidad por celda, Capacidad Total, Resistencia, Voltaje, Capacidad C de descarga.
- Variador:** Tipo (personalizada), Corriente constante, Corriente máxima, Resistencia, Peso.
- Motor:** Fabricante - Tipo (KV) (seleccionar... personalizada), KV (w/o torque), Corriente sin hélice, Límite (hasta 15s), Resistencia, Longitud caja, nº Polos mag., Peso.
- Hélice:** Tipo de hélice (personalizado), Diámetro (10 inch), Paso (4.7 inch), número de palas (2), Constante de hélice (1.3), Gear Ratio (1 : 1).

At the bottom, there is a 'Calcular' button and an 'Observaciones' section with a table of results:

Batería	Motor a eficiencia óptima	Motor al Máximo	Motor @ Hover	Motorización Total	Multicoptero
Carga: - C	Corriente: - A	Corriente: - A	Corriente: - A	Peso de la Motorización: - g	Peso total: - g
Voltaje: - V	Voltaje: - V	Voltaje: - V	Voltaje: - V	Corriente en estacionario: - A	máximo peso adicional: - g
Tensión nominal: - V	Revoluciones*: - rpm	Revoluciones*: - rpm	Revoluciones*: - rpm	Pot(entrada) en estacionario: - W	inclinación máxima: - °
Tiempo de vuelo: - min	Potencia eléctrica: - W	Potencia eléctrica: - W	Potencia eléctrica: - W	Pot(salida) en estacionario: - W	velocidad máxima: - km/h
Tiempo medio de vuelo: - min	Potencia mecánica: - W	Potencia mecánica: - W	Potencia mecánica: - W	Corriente al máximo: - A	
Tiempo de vuelo estacionario: - min	Eficiencia: - %	Eficiencia: - %	Eficiencia: - %	Potencia(entrada) al máximo: - W	
Peso: - g		Temperatura ext.: - °C	est. Temperatura: - °C	Potencia(salida) al máximo: - W	
- oz		Temperatura ext.: - °F	Empuje específico: - g/W	Eficiencia al máximo: - %	
			- oz/W		

Figura 3-14: Programa xcopter eCalc (http://www.ecalc.ch/)

3.5.1 Apartado “General”

En este apartado (Figura 3-15) se han introducido los datos de:

1. **Refrigeración del motor:** se seleccionará “excelente” ya que los motores estarán en contacto directo con el aire en todo momento.
2. **Número de rotores:** este apartado variará en el proceso inicial de selección de tipo de plataforma, seleccionándose los valores 4,6 y 8 para cuadricóptero, hexacóptero y octocóptero respectivamente.
3. **Peso del modelo:** se introducirá el valor de peso en vacío de la plataforma. Este dato también variará y será calculado para cada tipo de plataforma.
4. **Altura del campo:** en el proceso inicial se seleccionarán 200 metros para todos los ensayos, esta cifra permitirá comparar los diferentes motores en las mismas condiciones.

General	Refrigeración del Motor: excelente ▼	Nº de rotores: 4 simple ▼	Peso del modelo: 1500 g 52.9 oz	sin Motorización ▼	Altura del campo 200 m ASL 656 ft ASL	Temp. aire 25 °C 77 °F
---------	-----------------------------------------	---------------------------------	---------------------------------------	--------------------	---------------------------------------------	------------------------------

Figura 3-15: Apartado General de la Figura 3-14

3.5.2 Apartado “Celdas Batería”

En este apartado (Figura 3-16) se seleccionará la batería mínima necesaria para conseguir una autonomía de 30 minutos. Este requisito permitirá discriminar en los diferentes ensayos las configuraciones que tengan un peso menor para un tiempo de vuelo mínimo. Los datos a introducir serán:

1. **Tipo (Cont./ máx.):** En este apartado se tendrán en cuenta tanto la capacidad de la batería (mAh) como la capacidad de descarga (C) necesarias para los diferentes motores. Los fabricantes de motores determinan el nivel de descarga mínimo requerido de la batería para los diferentes motores.
2. **Nivel de carga:** Se seleccionará “llena”. Así el estudio se hará en las condiciones ideales.
3. **Configuración:** En las hojas de especificaciones de los motores se recomiendan las configuraciones óptimas de las baterías. En este apartado se seleccionan el número de celdas de la batería en serie y paralelo, consiguiendo así la tensión e intensidad necesarias para el funcionamiento de los motores.

Celdas batería	Tipo (Cont. / max. C) - nivel de carga: LiPo 10000mAh - 15/30C ▼ - llena ▼	Configuración: 6 S 1 P
----------------	-------------------------------------------------------------------------------	---------------------------

Figura 3-16: Apartado Celdas Batería (Figura 3-14)

3.5.3 Apartado “Variador”

En este apartado (Figura 3-17) se seleccionará el variador de velocidad mínimo necesario para el funcionamiento de los motores. Este valor se ajustará según los datos obtenidos de corriente del motor una vez realizado el cálculo.

Variador	Tipo: personalizada ▼
----------	--------------------------

Figura 3-17: Apartado Variador (Figura 3-14)

3.5.4 Apartado “Motor”

En este apartado (Figura 3-18) se seleccionarán los diferentes motores, y sus respectivos fabricantes, con los que se vayan a realizar los ensayos. Los valores más influyentes del motor son las rpm/V a las que es capaz de girar y la potencia eléctrica máxima.

Figura 3-18: Apartado Motor (Figura 3-14)

3.5.5 Apartado “Hélices”

En este apartado (Figura 3-19) se seleccionarán las hélices que permitan un mayor empuje y una mayor autonomía. Los fabricantes de motores recomiendan algunas hélices para aumentar el rendimiento de los motores, estas serán las que se utilicen en la parte inicial del trabajo para realizar la selección del motor. Los datos a implementar en este apartado son:

1. **Tipo de hélice:** Existen diferentes marcas y modelos disponibles.
2. **Diámetro y Paso:** Se seleccionarán los recomendados por el fabricante para tener una referencia común para todos los motores.
3. **Número de palas:** Las palas de los motores se eligen según la velocidad a la que giren estos. En multicopteros se utilizan 1,2 o 3 palas como máximo.

Figura 3-19: Apartado Hélices (Figura 3-14)

Una vez introducidos todos estos datos el programa realiza los cálculos y devuelve todos los parámetros relativos al vuelo del aparato. De estos resultados se tomarán los necesarios para seleccionar el mejor sistema de propulsión. En primer lugar se determinará el tipo de estructura que permita satisfacer el máximo de requisitos establecidos.

Los parámetros que se buscan para seleccionar la propulsión son la relación empuje-peso y la autonomía. La relación empuje-peso que se busca es:

$$\frac{\text{Empuje}}{\text{Peso}} = 2$$

Este valor ha sido seleccionado ya que permite una gran maniobrabilidad del aparato. En cuanto a la discriminación según la autonomía, el valor mínimo requerido será de 30 minutos. Este último parámetro se obtendrá tomando dentro del apartado “observaciones” el valor de “Tiempo de vuelo estacionario” (Figura 3-20).

El valor del empuje es *Peso total + Máximo peso adicional* cuyos valores se tomarán del apartado “observaciones” (Figura 3-20).

Figura 3-20: Resultados para autonomía y empuje (Figura 3-14)

3.6 Selección de la estructura de la plataforma aérea

En primer lugar se han realizado tres ensayos utilizando motores diferentes para un cuadricóptero, hexacóptero y octocóptero por ser las estructuras más utilizadas para cargar cámaras. Una vez conocidos los resultados se ha seleccionado el tipo de plataforma que permita cumplir con el mayor número de las especificaciones iniciales.

3.6.1 Cuadricóptero

Los cuadricópteros utilizan cuatro motores que giran a bajas revoluciones por voltio y tiene un par grande. Esto hace que el consumo de batería sea menor y por tanto se conseguirá una mayor autonomía.

Debido a la dificultad para estimar el peso en vacío de un cuadricóptero de características similares a las que se buscan, debido a la amplia horquilla que presenta cada componente, los datos se tomarán del cuadricóptero MD4-1000 (Tabla 3-4) de la empresa microdrones. Sabiendo que el peso del aparato sin batería es de 2.6kg (Tabla 2-7) y que el motor instalado es el Tiger-Motor U8-16 (según la página web [24]), se ha determinado el peso de la estructura en vacío.

Total (g)	2.600
Motor (g)	239
Variador de velocidad (g)	36

Tabla 3-4: Peso componentes del cuadricóptero

$$\text{Peso en vacío} = \text{Peso total} - 4 * \text{Peso motor} - 4 * \text{Peso variador} = 2.600 - 4 * 239 - 4 * 36 = 1.500g$$

Con este dato ya establecido se han realizado los tres ensayos con motores de las marcas Tiger Motor, Turnigy y Dualsky: Las hélices utilizadas en todos los ensayos han sido las utilizadas en el MD4-1000, de 28x9.2 pulgadas, que están dentro de los parámetros especificados por los fabricantes de las diferentes marcas estudiadas. Sin embargo, para alcanzar el requisito de autonomía mínima se han variado las baterías instaladas.

3.6.1.1 U8-170 Pro

Este es un motor de bajas rpm/V de la marca Tiger Motors. Las especificaciones técnicas de este motor se encuentran en la página web [24] donde el fabricante recomienda los parámetros que se han introducido en el programa para realizar el cálculo. De los resultados obtenidos en el apartado “observaciones” (Tabla 3-5) se han tomado los datos para realizar la comparación.

Autonomía (min)	30
Peso Total (g)	4217
Relación empuje-peso	3.3
Velocidad (km/h)	40
Eficiencia al máximo (%)	74,6
Eficiencia estacionario (%)	71,3

Tabla 3-5: Resultados T-Motor U8-170 Pro

En este ensayo se ha conseguido cumplir todos los requisitos con tan solo una batería de 10.000mA 6S.

3.6.1.2 Multistar 9225-160

Este es un motor de la marca Turnigy de mayores rpm/V que el anterior, pero aun así de gran potencia. Las especificaciones técnicas y recomendaciones del fabricante se detallan en la página web [25]. Estos datos han sido los introducidos en la herramienta de cálculo y se han obtenido los resultados (Tabla 3-6) del apartado “observaciones”.

Autonomía (min)	31.5
Peso Total (g)	5478
Relación empuje-peso	2.57
Velocidad (km/h)	39
Eficiencia al máximo (%)	79,6
Eficiencia estacionario (%)	69,2

Tabla 3-6: Resultados Turnigy Multistar 9225-160

En este caso ha sido necesario utilizar una batería mayor que en el anterior ensayo para lograr la autonomía mínima (16.000mAh 6S), lo que refleja en un aumento del peso total.

3.6.1.3 XM7015MR-9HD

Este es un motor de la marca Dualsky de gran potencia. Las especificaciones técnicas y recomendaciones del fabricante se detallan en la página web [26]. Estos datos han sido los introducidos en la herramienta de cálculo. Estos datos han sido los introducidos en la herramienta de cálculo y se han obtenido los resultados (Tabla 3-7) del apartado “observaciones”.

Autonomía (min)	30.1
Peso Total (g)	4945
Relación empuje-peso	3.09
Velocidad (km/h)	41
Eficiencia al máximo (%)	73,8
Eficiencia estacionario (%)	75,7

Tabla 3-7: Resultados Dualsky XM7015MR-9HD

En este ensayo se ha utilizado una batería intermedia (12.000mAh 6S), lo que supone los mismos inconvenientes que el anterior ensayo.

3.6.2 Hexacóptero

Los hexacópteros utilizan seis motores que normalmente giran a mayores revoluciones por voltio con un par bajo que los de los cuadricópteros. Sin embargo, en este trabajo se han utilizado motores más grandes, de menores rpm/V y mayor potencia ya que estos tienen un menor consumo y permiten alcanzar la autonomía deseada. La principal ventaja de este tipo de estructura es la redundancia que ofrecen seis motores, haciendo que el aparato pueda volar incluso fallando uno de ellos.

El valor de peso en vacío, 2150 gramos, para realizar los cálculos de un hexacóptero se ha tomado de la hoja de especificaciones técnicas [14] del DJI S900. Con este dato ya establecido se han realizado los tres ensayos con motores de las marcas Turnigy, KDEDirect y HengLi

3.6.2.1 Multistar 9225-90

Este es un motor de la marca Turnigy de bajas rpm/V y gran potencia. Las especificaciones técnicas y recomendaciones del fabricante se detallan en la página web [25]. Estos datos han sido introducidos en la herramienta de cálculo y en la Tabla 3-8 se muestran los resultados obtenidos en el apartado “observaciones”.

Autonomía (min)	32
Peso Total (g)	8044
Relación empuje-peso	3.59
Velocidad (km/h)	39
Eficiencia al máximo (%)	77,6
Eficiencia estacionario (%)	63,5

Tabla 3-8: Resultados Turnigy Multistar 9225-90

En este ensayo ha sido necesario utilizar una batería de 12.000mAh 12S para conseguir el voltaje mínimo de funcionamiento. Además se ha incrementado el diámetro de la hélice y se ha reducido su paso, quedando una hélice de 30x8 pulgadas.

3.6.2.2 W92-25-90

Este es un motor de la marca HengLi de características similares al anterior. Los datos introducidos en la herramienta de cálculo están detallados en las hojas de especificaciones técnicas y recomendaciones del fabricante en la página web [27]. Los resultados obtenidos en el apartado “observaciones” se detallan en la Tabla 3-9.

Autonomía (min)	30.1
Peso Total (g)	8090
Relación empuje-peso	2.8
Velocidad (km/h)	49
Eficiencia al máximo (%)	81,1
Eficiencia estacionario (%)	69,5

Tabla 3-9: Resultados HengLi W92-25-90

En este caso se ha utilizado la misma batería que en el anterior, pero las hélices necesarias para lograr las especificaciones son de 26x10 pulgadas.

3.6.2.3 KDE7208xF-115

Este es un motor de la marca KDEDirect de mayor potencia que los anteriores. Los datos introducidos en la herramienta de cálculo están detallados en las hojas de especificaciones técnicas y recomendaciones del fabricante en la página web [28]. De los resultados obtenidos en el apartado “observaciones” (Tabla 3-10) se han tomado los datos para realizar la comparación.

Autonomía (min)	30.8
Peso Total (g)	8545
Relación empuje-peso	3.38
Velocidad (km/h)	48
Eficiencia al máximo (%)	77,6
Eficiencia estacionario (%)	77,2

Tabla 3-10: Resultados KDEDirect KDE7208xF-115

A pesar de utilizar las mismas baterías y tener el mismo diámetro de hélices, en este caso se ha reducido el paso (26x8 pulgadas) para alcanzar los requisitos establecidos.

3.6.1 Octocóptero

Los octocópteros utilizan ocho motores que generalmente giran a velocidades iguales o superiores a los hexacópteros ya que al tener mayor número de rotores se logra un empuje muy superior. Al igual que en los ensayos del hexacóptero, en este trabajo se han utilizado motores más grandes, de menores rpm/V y mayor potencia para alcanzar la autonomía deseada sin necesidad de implementar grandes baterías. La principal ventaja de este tipo de estructura es la redundancia que ofrecen ocho motores y la gran estabilidad que ofrecen.

El valor de peso en vacío, 2650 gramos, para realizar los cálculos de un hexacóptero se ha tomado de la hoja de especificaciones técnicas [15] del DJI S1000. Los tres ensayos con motores de las marcas Turnigy, Dualsky y HengLi se han basado en este dato del fabricante.

3.6.1.1 XM7010MR-8HD

Este es un motor de la marca Dualsky de par alto y gran potencia. Las especificaciones técnicas y recomendaciones del fabricante que se han utilizado en la herramienta de cálculo se detallan en la página web [26]. De los resultados obtenidos en el apartado “observaciones” (Tabla 3-11) se han tomado los datos para llevar a cabo la comparación.

Autonomía (min)	32.2
Peso Total (g)	8357
Relación empuje-peso	3.36
Velocidad (km/h)	37
Eficiencia al máximo (%)	69
Eficiencia estacionario (%)	80,1

Tabla 3-11: Resultados Dualsky XM7010MR-8HD

Para obtener estos resultados se han utilizado dos baterías de 10.000mAh 6S y las misma hélices utilizadas en el cuadricóptero (28x9.2 pulgadas)

3.6.1.2 W90-25-180

Este es un motor de la marca HengLi de menor potencia que el anterior, pero similares rpm/V. Las especificaciones técnicas y recomendaciones del fabricante que se han utilizado en la herramienta de cálculo se detallan en la página web [27]. Los resultados obtenidos en el apartado “observaciones” se detallan en la Tabla 3-12.

Autonomía (min)	32.5
Peso Total (g)	10931
Relación empuje-peso	2.81
Velocidad (km/h)	50
Eficiencia al máximo (%)	82,3
Eficiencia estacionario (%)	76,7

Tabla 3-12: Resultados HengLi W90-25-180

En este ensayo también se han utilizado dos baterías pero de capacidad mayor: 16.000mAh 6S. Además ha sido necesario variar el diámetro y paso de las hélices, pasando a utilizar unas de 26x10 pulgadas.

3.6.1.3 TR5065-09

Este es un motor de la marca Turnigy de mayores rpm/V que los anteriores ensayos. Las especificaciones técnicas y recomendaciones del fabricante que se han utilizado en la herramienta de cálculo se detallan en la página web [25]. Los resultados obtenidos en el apartado “observaciones” se detallan en la Tabla 3-13.

Autonomía (min)	30.7
Peso Total (g)	11010
Relación empuje-peso	4.25
Velocidad (km/h)	58
Eficiencia al máximo (%)	68,7
Eficiencia estacionario (%)	73,3

Tabla 3-13: Resultados Turnigy TR5065-09

En este ensayo se ha utilizado la misma configuración de baterías que en el anterior y únicamente se ha variado el paso de la hélice, utilizando ahora unas de 26x9 pulgadas.

3.7 Selección del motor

Una vez seleccionado el cuadricóptero como estructura base se ha determinado el motor que proporciona mayores ventajas a la hora de cumplir las especificaciones. Se ha empleado el método utilizado anteriormente para determinar el tipo de estructura, buscando el motor cuya relación empuje-peso sea igual a 2, que proporcione una autonomía de mínimo 30 minutos y tenga el menor peso. Se han tomado los datos iniciales calculados en el apartado Cuadricóptero para estudiar la viabilidad de motores de las marcas Dualsky, HengLi, KDEDirect, Tiger Motor, Turnigy, Infinite y Cyclon (Figura 3-21).

En este caso, al igual que en la selección del tipo de estructura, se han utilizado las mismas hélices para todos los ensayos. Las características de diámetro y paso son las del cuadricóptero MD4-1000 (28x9.2 pulgadas) ya que estas medidas entran dentro de las recomendaciones de todos los fabricantes.



Figura 3-21: Diferentes motores brushless estudiados [29]

3.7.1 XM7010MR-8HD

Las especificaciones técnicas y recomendaciones de este motor de la marca Dualsky se detallan en la página web [26]. Este motor ha sido probado previamente para en el apartado Octocóptero con un resultado satisfactorio. Estos datos han sido utilizados en la herramienta de cálculo. De los resultados de este ensayo del apartado “observaciones” (Tabla 3-14) se han tomado los datos de relación empuje-peso, autonomía y peso total entre otros para seleccionar el motor.

Autonomía (min)	32.8
Peso Total (g)	4287
Relación empuje-peso	3.2
Velocidad (km/h)	39
Eficiencia al máximo (%)	71,6
Eficiencia estacionario (%)	79,8

Tabla 3-14: Resultados Dualsky XM7010MR-8HD

3.7.2 XM9010MR-10HD

Las especificaciones técnicas y recomendaciones de este motor de la marca Dualsky se detallan en la página web [26]. Estos datos han sido utilizados en la herramienta de cálculo. De los resultados obtenidos en el apartado “observaciones” (Tabla 3-15) se han tomado los datos para llevar a cabo la comparación.

Autonomía (min)	37
Peso Total (g)	8606
Relación empuje-peso	2.08
Velocidad (km/h)	42
Eficiencia al máximo (%)	77,9
Eficiencia estacionario (%)	80

Tabla 3-15: Resultados Dualsky XM9010MR-10HD

3.7.3 W92-25-90

Las especificaciones técnicas y recomendaciones de este motor de la marca HengLi que se detallan en la página web [27] han sido utilizadas en la herramienta de cálculo. Este motor ha sido objeto de estudio inicialmente en el apartado Hexacóptero con un resultado positivo. De los resultados obtenidos en el apartado “observaciones” (Tabla 3-16) se han tomado los datos para realizar la comparación. Como se puede observar, aunque este motor cumple el requisito de autonomía, no cumple con el de relación empuje-peso.

Autonomía (min)	31.4
Peso Total (g)	4481
Relación empuje-peso	1.17
Velocidad (km/h)	14
Eficiencia al máximo (%)	84,7
Eficiencia estacionario (%)	81,8

Tabla 3-16: Resultados HengLi W92-25-90

3.7.4 W92-25-160

Las especificaciones técnicas y recomendaciones de este motor de la marca HengLi se detallan en la página web [27]. Estos datos han sido utilizados en la herramienta de cálculo teniendo como resultado los datos obtenidos en el apartado “observaciones” (Tabla 3-17). Estos resultados han sido utilizados para comparar las capacidades de los distintos motores.

Autonomía (min)	30.1
Peso Total (g)	4928
Relación empuje-peso	2.81
Velocidad (km/h)	39
Eficiencia al máximo (%)	79,7
Eficiencia estacionario (%)	75,2

Tabla 3-17: Resultados HengLi W92-25-160

3.7.5 W92-25-180

Las especificaciones técnicas y recomendaciones de este motor de la marca HengLi que se detallan en la página web [27] han sido utilizadas en la herramienta de cálculo. Este motor ha sido probado previamente para en el apartado Octocóptero con un resultado satisfactorio. De los resultados obtenidos en el apartado “observaciones” (Tabla 3-18) se han tomado los datos de relación empuje-peso, autonomía y peso total entre otros para realizar la comparación.

Autonomía (min)	33.2
Peso Total (g)	5640
Relación empuje-peso	3.14
Velocidad (km/h)	45
Eficiencia al máximo (%)	80,3
Eficiencia estacionario (%)	76,2

Tabla 3-18: Resultados HengLi W92-25-180

3.7.6 KDE7208xF-115

Este es un motor de la marca KDEDirect. Los datos introducidos en la herramienta de cálculo están detallados en las hojas de especificaciones técnicas y recomendaciones del fabricante en la página web [28]. Este motor ha sido objeto de estudio inicialmente en el apartado Hexacóptero con un resultado positivo. De los resultados obtenidos en el apartado “observaciones” (Tabla 3-19) se han tomado los datos para compararlo con el resto de motores ensayados. En este ensayo se puede observar que este motor no cumple con el requisito de relación empuje-peso.

Autonomía (min)	30.4
Peso Total (g)	4727
Relación empuje-peso	1.64
Velocidad (km/h)	25
Eficiencia al máximo (%)	83,1
Eficiencia estacionario (%)	85,6

Tabla 3-19: Resultados KDEDirect KDE7208xF-115

3.7.7 Outrunner 110

Este es un motor de la marca Cyclon. Los datos introducidos en la herramienta de cálculo están detallados en las hojas de especificaciones técnicas y recomendaciones del fabricante en la página web [25]. De los resultados obtenidos en el apartado “observaciones” (Tabla 3-20) se han tomado los datos de relación empuje-peso, autonomía y peso total entre otros para realizar la selección.

Autonomía (min)	32.3
Peso Total (g)	5922
Relación empuje-peso	3.12
Velocidad (km/h)	45
Eficiencia al máximo (%)	75,1
Eficiencia estacionario (%)	79,7

Tabla 3-20: Resultados Cyclon Outrunner 110

3.7.8 A5025-170

Este es un motor de la marca Infinite. Los datos introducidos en la herramienta de cálculo están detallados en las hojas de especificaciones técnicas y recomendaciones del fabricante en la página web [30]. De los resultados obtenidos en el apartado “observaciones” (Tabla 3-21) se han tomado los datos de relación empuje-peso, autonomía y peso total entre otros para realizar la comparación.

Autonomía (min)	32.2
Peso Total (g)	6947
Relación empuje-peso	2.44
Velocidad (km/h)	43
Eficiencia al máximo (%)	83,4
Eficiencia estacionario (%)	80,9

Tabla 3-21: Resultados Infinite A5025-170

3.7.9 A5025-195

Este es un motor de la marca Infinite. Los datos introducidos en la herramienta de cálculo están detallados en las hojas de especificaciones técnicas y recomendaciones del fabricante en la página web [30]. De los resultados obtenidos en el apartado “observaciones” (Tabla 3-22) se han tomado los datos para llevar a cabo la comparación.

Autonomía (min)	30.5
Peso Total (g)	7057
Relación empuje-peso	2.94
Velocidad (km/h)	48
Eficiencia al máximo (%)	80,2
Eficiencia estacionario (%)	78,3

Tabla 3-22: Resultados Infinite A5025-195

3.7.10 Multistar 9225-90

Este motor de la marca Turnigy ha sido probado anteriormente para seleccionar la estructura en el apartado Hexacóptero. Las especificaciones técnicas y recomendaciones del fabricante que se detallan en la página web [25] han sido los introducidos en la herramienta de cálculo. De los resultados obtenidos en el apartado “observaciones” (Tabla 3-23) se han tomado los datos para compararlos con el resto de ensayos. Aunque para un hexacóptero si cumplía los requisitos, para un cuadricóptero no alcanza la relación empuje-peso deseada.

Autonomía (min)	31.6
Peso Total (g)	4450
Relación empuje-peso	1.18
Velocidad (km/h)	14
Eficiencia al máximo (%)	84,5
Eficiencia estacionario (%)	81,3

Tabla 3-23: Resultados Turnigy Multistar 9225-90

3.7.11 TR6354-16

Este motor de la marca Turnigy ha sido probado anteriormente para seleccionar la estructura en el apartado Hexacóptero. Las especificaciones técnicas y recomendaciones del fabricante se detallan en la página web [25] y han sido los datos introducidos en la herramienta de cálculo. De los resultados obtenidos en el apartado “observaciones” (Tabla 3-24) se han tomado los datos de relación empuje-peso, autonomía y peso total entre otros para realizar a comparación.

Autonomía (min)	30.8
Peso Total (g)	6274
Relación empuje-peso	2.92
Velocidad (km/h)	44
Eficiencia al máximo (%)	72,4
Eficiencia estacionario (%)	82,8

Tabla 3-24: Resultados Turnigy TR6354-16

3.7.12 U10-100

Este es un motor de la marca Tiger Motors. Las especificaciones técnicas de este motor se encuentran en la página web [24] donde el fabricante recomienda los parámetros que se han introducido en la herramienta de cálculo. De los resultados obtenidos en el apartado “observaciones” (Tabla 3-25) se han tomado los datos de relación empuje-peso, autonomía y peso total entre otros para realizar la comparación. En este ensayo no se consigue la relación empuje-peso mínima.

Autonomía (min)	30.3
Peso Total (g)	5680
Relación empuje-peso	1.17
Velocidad (km/h)	15
Eficiencia al máximo (%)	78.8
Eficiencia estacionario (%)	70,4

Tabla 3-25: Resultados T-Motor U10-100

3.7.13 U8-135 Pro

Este es un motor de la marca Tiger Motors. Las especificaciones técnicas de este motor se encuentran en la página web [24] donde el fabricante recomienda los parámetros que se han introducido en el programa para realizar el cálculo. De los resultados obtenidos en el apartado “observaciones” (Tabla 3-26) se han tomado los datos de relación empuje-peso, autonomía y peso total entre otros para llevar a cabo la comparación.

Autonomía (min)	31
Peso Total (g)	4173
Relación empuje-peso	2.33
Velocidad (km/h)	32
Eficiencia al máximo (%)	78,2
Eficiencia estacionario (%)	72,5

Tabla 3-26: Resultados T-Motor U8-135 Pro

3.8 Ampliación del tiempo de vuelo

Una vez seleccionado el tipo de estructura y el motor se ha procedido a optimizar el tiempo de vuelo del aparato. Para ello se ha variado la capacidad de las baterías, la cantidad de baterías y las hélices intentando conseguir una mayor autonomía sin dejar de cumplir las demás especificaciones. La mejora en la autonomía se ha realizado probando diferentes combinaciones de baterías LiPO por ser las más utilizadas en el mercado y las que mejores prestaciones ofrecen.

Como se explica en el Apartado “Celdas Batería”, con el programa xcopterCalc es posible elegir la capacidad de carga de la batería así como la configuración de estas. Esta ha sido la metodología empleada para el desarrollo de este apartado.

En primer lugar se ha incluido el peso de la carga que deberá soportar el UAV para realizar los cálculos con el peso final del sistema. El peso adicional se ha basado en el sistema brazo+cámara mT-Panoptes de 250 gramos (en el apartado Cámaras térmicas). Por lo tanto el peso sin motorización del sistema será igual a:

$$\text{Peso en vacío} + \text{Carga} = 1500g + 250g = 1750g$$

A continuación se han realizado ensayos para el modelo ya elegido variando los parámetros de la batería. Utilizando diferentes configuraciones y variando tanto la capacidad de las baterías como el número de baterías empleadas. Se han realizado los cálculos para que el rango de carga total de las baterías vaya desde el mínimo posible por su capacidad hasta 60.000mAh.

En la Tabla 3-27 se muestran los resultados de las distintas autonomías obtenidas en los distintos ensayos.

	10.000mAh	12.000mAh	16.000mAh
1x6S	30.5	33.9	39.0
2x6S	42.5	45.0	47.6
3x6S	47.1	48.3	48.4
4x6S	48.5	48.5	46.7
5x6S	48.2	47.4	-
6X6S	47.2	-	-

Tabla 3-27: Autonomía según la configuración de las baterías

En la Tabla 3-28 se detallan los pesos totales de la estructura obtenidos en los distintos ensayos dependiendo del sistema de baterías seleccionado.

	10.000mAh	12.000mAh	16.000mAh
1x6S	4537	4821	5402
2x6S	5983	6550	7712
3x6S	7428	8280	10022
4x6S	8874	10009	12332
5x6S	10319	11738	-
6X6S	11764	-	-

Tabla 3-28: Pesos según la configuración de las baterías

En la Tabla 3-29 se muestran las relaciones empuje-peso resultado de la variación de la capacidad y número de baterías.

	10.000mAh	12.000mAh	16.000mAh
1x6S	3.02	2.9	2.65
2x6S	2.45	2.25	1.94
3x6S	2.01	1.82	1.52
4x6S	1.7	1.52	1.24
5x6S	1.48	1.3	-
6X6S	1.3	-	-

Tabla 3-29: Relación empuje-peso según la configuración de las baterías.

Otra forma de aumentar la autonomía es incrementar el tamaño de las hélices. Por ello, partiendo del tamaño de las hélices iniciales (28x9.2 pulgadas) se ha aumentado el diámetro hasta el límite del motor, sin llegar a sobrepasar la temperatura de funcionamiento. El diámetro máximo para el motor seleccionado es de 30x9.2 pulgadas y se obtiene una autonomía de aproximadamente 50 minutos, incrementando además la relación empuje-peso y logrando así una mejor maniobrabilidad del aparato.

3.9 Comparación de baterías

Una vez seleccionado todo el sistema de propulsión del mini UAV, se ha comparado el sistema de baterías de Polímero de Litio (LiPO) con las baterías de Litio Ferrofosfato (LiFePO). Estas últimas tienen una carga nominal por elemento(o celda) de 3,3 voltios, siendo esta menor que los 3,7 voltios de las LiPO. Por esta razón se han utilizado en unas baterías LiFePO A123 con una capacidad de 2300mAh y siete elementos en serie (7S) para lograr el voltaje necesario.

Las principales ventajas de estas baterías respecto a las de Polímero de Litio son [31]:

- Mayor permisividad respecto a sobrecargas.
- Ciclo de carga mucho más rápido.
- Resistencia interna menor (Aprovechamiento de la energía más eficaz).

Sin embargo, en los resultados del ensayo con estas baterías (Tabla 3-30) se ha observado que a pesar de todas estas ventajas, con las baterías LiFePO no se alcanzan los valores a los que se llega con las LiPO debido a su gran peso. Por eso se han seleccionado finalmente estas últimas para el sistema estudiado.

Autonomía (min)	31.6
Peso Total (g)	8702
Relación empuje-peso	2.02
Velocidad (km/h)	35
Eficiencia al máximo (%)	68,6
Eficiencia estacionario (%)	86,8

Tabla 3-30: Resultados con baterías A123

3.10 Presupuesto

Según los precios en el mercado actual se ha estudiado el precio final del sistema de propulsión seleccionado. Para ello se han consultado diferentes fuentes, seleccionándose los precios menores para los elementos necesarios: Motores, variadores de velocidad y hélices. El precio indicado en la Tabla 3-31 es el de los cuatro componentes necesarios en un cuadricóptero de cada elemento. Para las baterías se propone el precio de tres paquetes de baterías como los seleccionados en el apartado Ampliación del tiempo de vuelo. Se han seleccionado tres paquetes porque así se podrá estar utilizando el aparato, teniendo otras baterías disponibles para el siguiente vuelo, mientras uno de los paquetes se está cargando.

Elemento	Precio (€)
Motores	680
Baterías	3x540
Hélices	260
Variadores	68
TOTAL	2628

Tabla 3-31: Presupuesto

4 RESULTADOS / VALIDACIÓN / PRUEBA

4.1 Selección de la estructura de la plataforma aérea

Todos los ensayos realizados en el apartado Selección de la estructura de la plataforma aérea tienen como resultado aparatos con una autonomía mayor de 30 minutos y una relación empuje-peso mayor de 2. Debido a que una de las especificaciones principales es que el UAV tenga el peso y tamaño más contenido posible y que todas las estructuras cumplan los requisitos establecidos, se ha seleccionado el tipo de estructura según el peso total. Viendo los datos de la Figura 4-1 se comprueba que el cuadricóptero es la mejor opción ya que cumple todas las especificaciones y tiene el menor tamaño y peso.

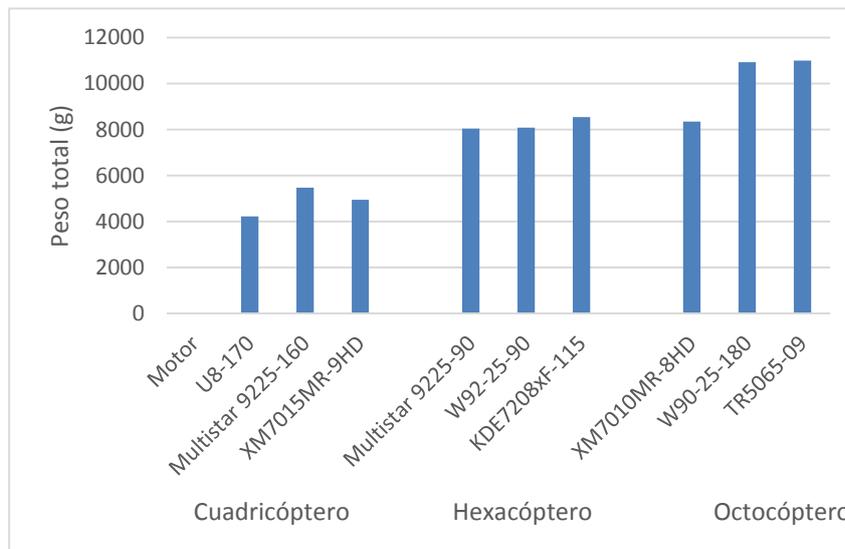


Figura 4-1: Relación estructura- Peso total

Además de las especificaciones iniciales requeridas, se han tenido en cuenta otros parámetros de las plataformas para realizar la selección. En la Figura 4-2 se observa el rango de velocidades de estos aparatos; mientras que en los cuadricópteros se mantiene prácticamente constante en 40km/h, en los hexacópteros y octocópteros los valores oscilan entre los 40 y los 60 km/h.

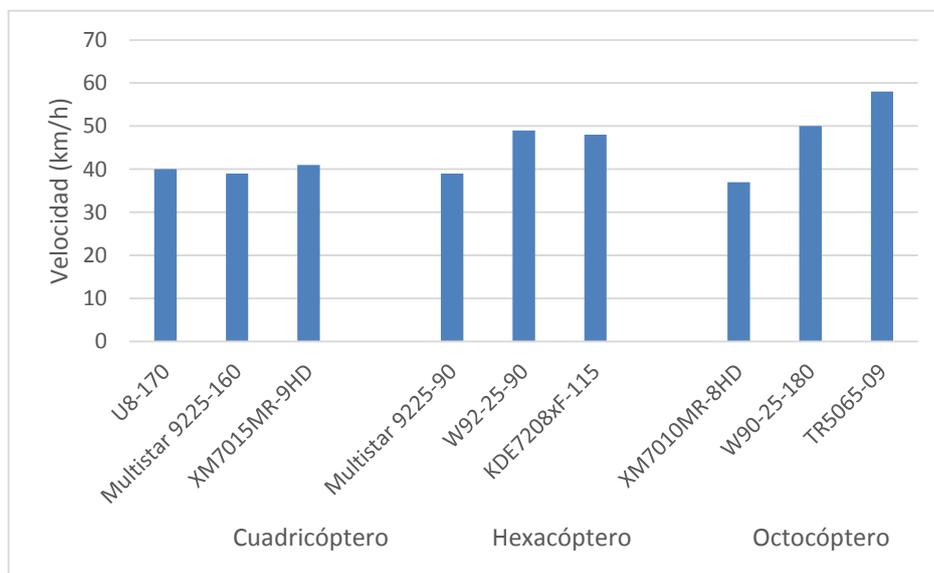


Figura 4-2: Relación estructura- Velocidad

En la Figura 4-3 se observa que la eficiencia de los cuadricópteros y hexacópteros son similares, entre el 75% y el 80%, mientras que la de los octocópteros en general es mucho menor (y variable). Por otro lado, los hexacópteros y octocópteros necesitan mayor número de baterías para conseguir la autonomía mínima, esto significa que su consumo es mayor (a pesar de la eficiencia) y que a la hora de intentar aumentar la autonomía será necesario un número muy elevado de baterías.

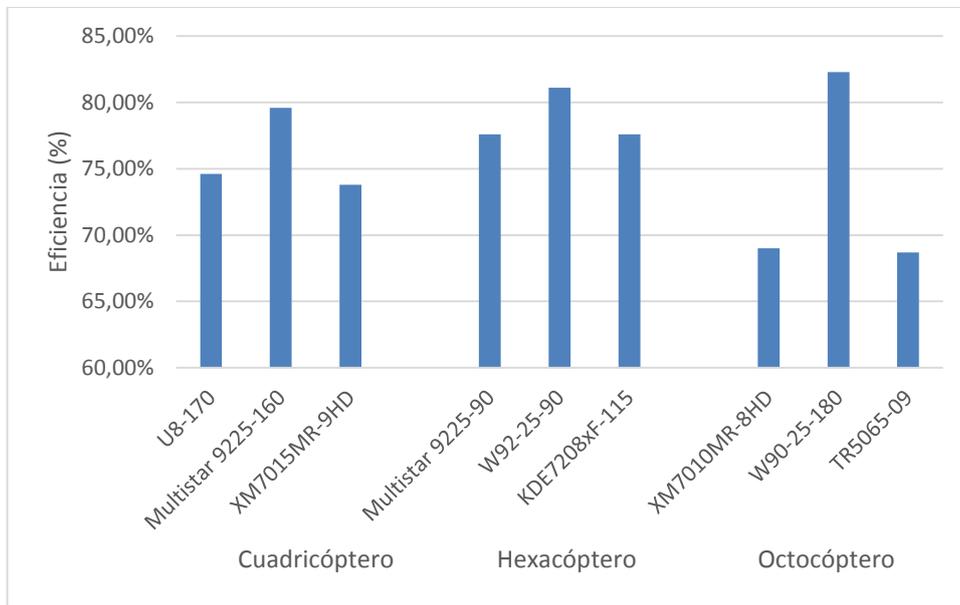


Figura 4-3: Relación estructura- Eficiencia

Dado que 40km/h es velocidad suficiente para el UAV objeto de estudio, que podría llegar a 5000m en 7.5 minutos, la opción del cuadricóptero es la idónea ya que además de cumplir todos los requisitos y ser más ligero, el rango de velocidades y eficiencias donde se encuentran estos aparatos es suficiente para cumplir con las especificaciones.

4.2 Selección del Motor

Como resultado de los 16 ensayos con motores para un cuadricóptero de los apartados Cuadricóptero y Selección del motor, se han obtenido diversos motores que cumplen con las especificaciones. En algunos casos se han utilizado baterías con mayor capacidad o tamaño, y por tanto mayor peso, que reducen la capacidad de aumentar la autonomía. Por ello la primera discriminación se ha realizado según el peso total del aparato. En la Figura 4-4 se observa que los aparatos con menores pesos son los que utilizan los motores Dualsky XM7010MR-8HD, T-Motor U8-135 Pro y T-Motor U8-170 Pro.

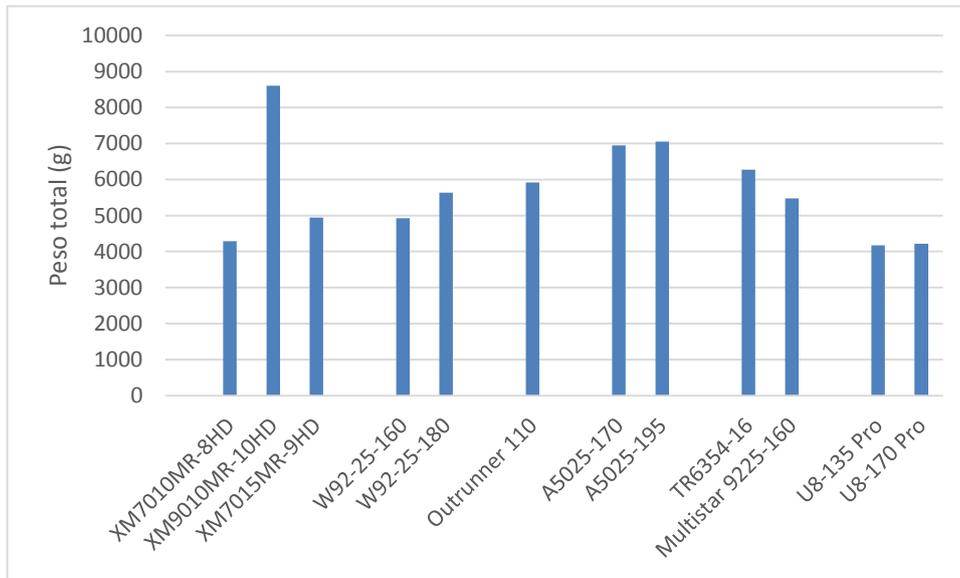


Figura 4-4: Relación de pesos totales según los motores

En la Figura 4-5 vienen representadas las relaciones empuje-peso de todos los motores. En ella se observa que dos de los tres motores de menor peso tienen la relación empuje-peso mayor. Esto permite aumentar el peso en concepto de baterías sin afectar a la maniobrabilidad ni sobrepasar el límite especificado para este parámetro.

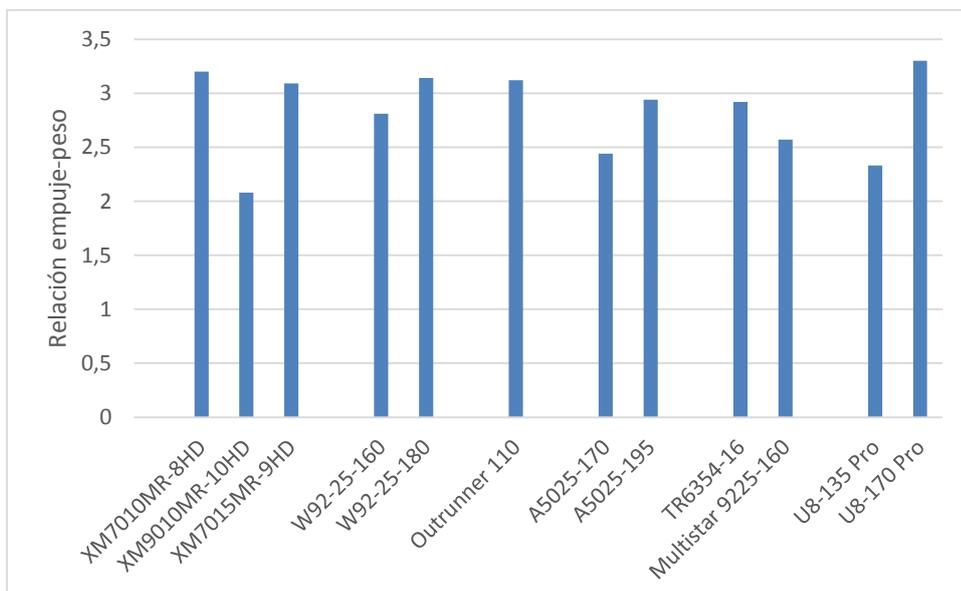


Figura 4-5: Relación empuje-peso según los motores

Aunque los parámetros de peso y relación empuje-peso son requisitos básicos del proyecto, también se ha tenido en cuenta la velocidad de los aparatos. En la Figura 4-6 se observa que el valor medio de velocidad ronda los 40 km/h (41.2 km/h) y el único de los motores preseleccionados que está muy por debajo de este valor es el T-Motor U8-135 Pro.

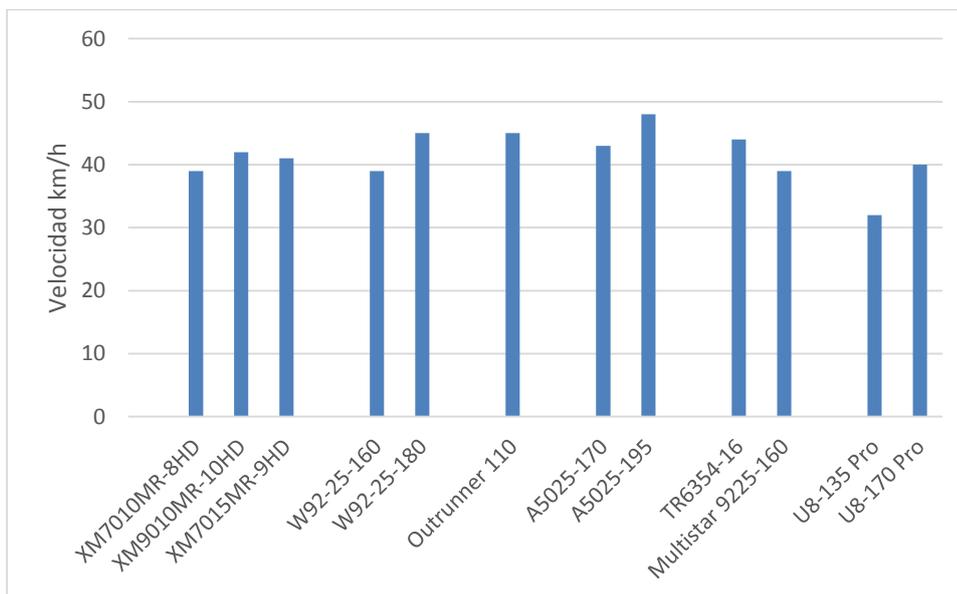


Figura 4-6: Relación de velocidad según los motores

La conclusión de estas tres gráficas es que de entre los motores pre seleccionados, el Dualsky XM7010MR-8HD es el que ofrece mejores prestaciones. En la comparación de la Tabla 4-1 se observa detalladamente que aunque el peso total es un poco mayor, a igualdad de baterías con este motor se consigue una mayor autonomía y una relación empuje-peso mucho mayor que la del U8-135 Pro y prácticamente igual que la del U8-170 Pro.

Además, aunque la eficiencia media del U8-135 Pro es mayor, se ha comprobado que la velocidad máxima es mucho menor, lo cual podría llegar a ser un problema. Por otro lado, las diferencias en velocidad y eficiencia entre los otros dos motores no es significativa, por lo que la elección de estos motores es principalmente por las diferencia en autonomía, peso y relación empuje-peso.

	XM7010MR-8HD	U8-135 Pro	U8-170 Pro
Autonomía (min)	32.8	31	30
Peso total (g)	4287	4173	4217
Capacidad batería (mAh)	10.000	10.000	10.000
Relación empuje-Peso	3.2	2.33	3.3
Velocidad (km/h)	39	32	40
Eficiencia al máximo (%)	71,6	78,2	74,6
Eficiencia estacionario (%)	79,8	72,5	71,3

Tabla 4-1: Comparativa de los motores seleccionados

4.3 Selección de las baterías

Partiendo de los resultados de los ensayos realizados en el apartado Ampliación del tiempo de vuelo (Figura 4-7) se observa que:

La variación de la autonomía entre las baterías de 10.000mAh y las inmediatamente superiores (12.000mAh) no es significativa, tan solo un 16.6%. Sin embargo las baterías de 16.000mAh aumentan la autonomía en un 28%.

Al doblar el número de baterías en paralelo se consigue una mayor autonomía y las diferencias entre las baterías de distintas capacidades se reduce (un 5.8% y un 12% más de autonomía las baterías de 12.000 y 16.000 mAh respecto de la de 10.000mAh).

Al triplicar el número de baterías los valores de autonomía son prácticamente iguales, variando en menos de un 3% entre los tres tipos de batería.

Al utilizar cuatro baterías, la autonomía no varía de forma significativa y en el caso de la batería de 16.000mAh disminuye el tiempo de vuelo.

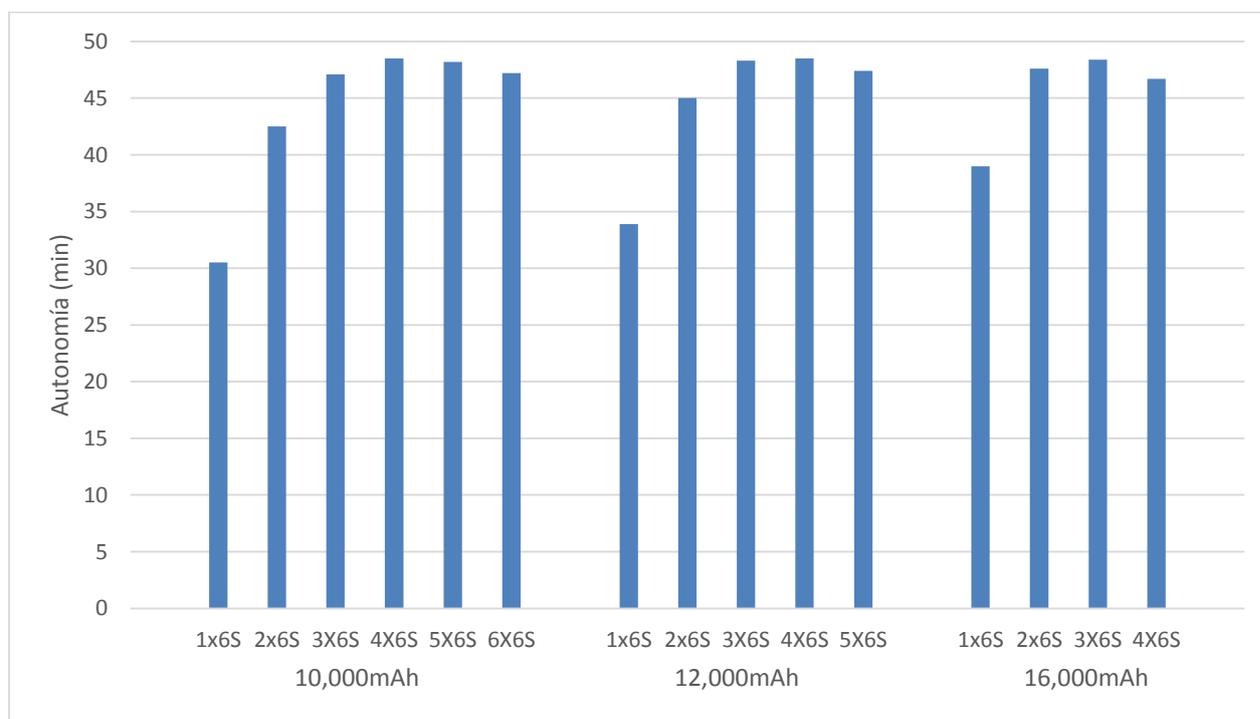


Figura 4-7: Relación n°baterías-Autonomía

En el diagrama de dispersión de la Figura 4-8 se observa claramente como a partir de una capacidad total mayor de 30.000mAh la autonomía prácticamente no varía. Además se aprecia que el rendimiento de las baterías de 10.000mAh es mayor ya que el incremento de la autonomía en relación con la capacidad total de las baterías en paralelo es mucho mayor que en los otros dos tipos de baterías.

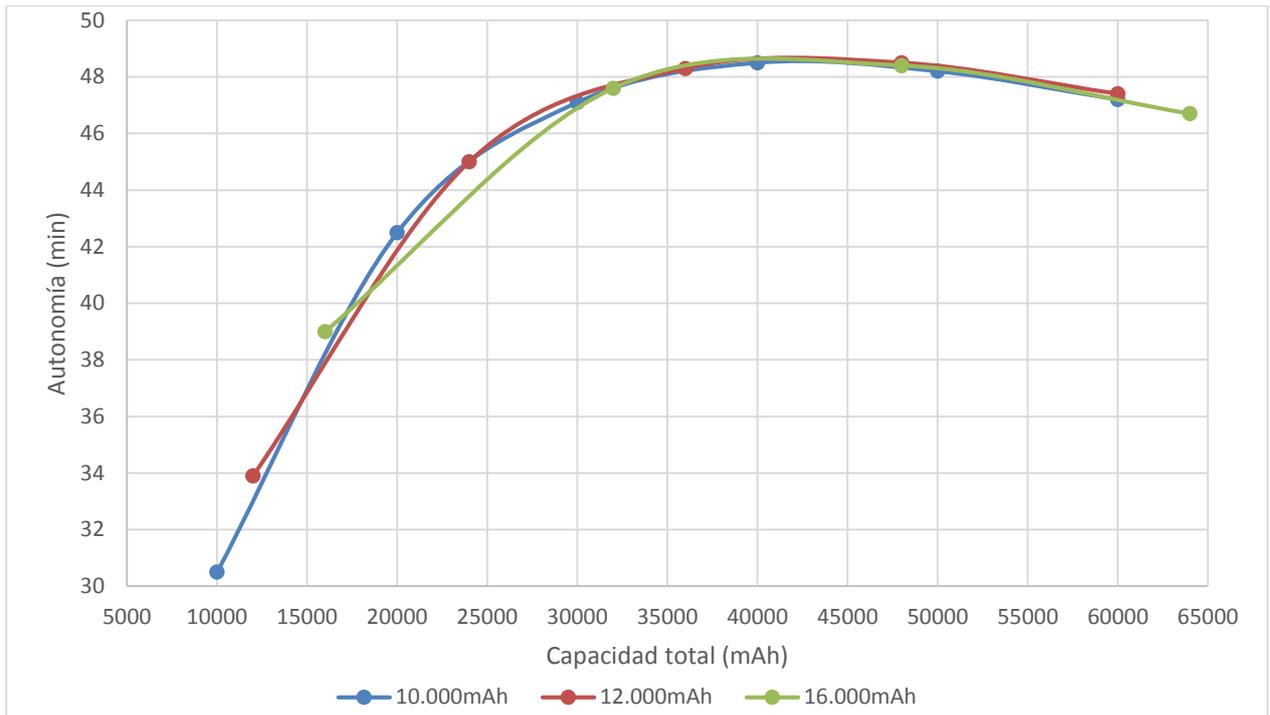


Figura 4-8: Relación capacidad total-autonomía

En la Figura 4-9 se relacionan los pesos de las distintas configuraciones de baterías. Se ha tenido en cuenta el peso final embarcado y la maniobrabilidad a la hora de elegir una configuración. Para ello se han tomado tanto los datos Figura 4-7 de autonomía en relación con sus pesos.

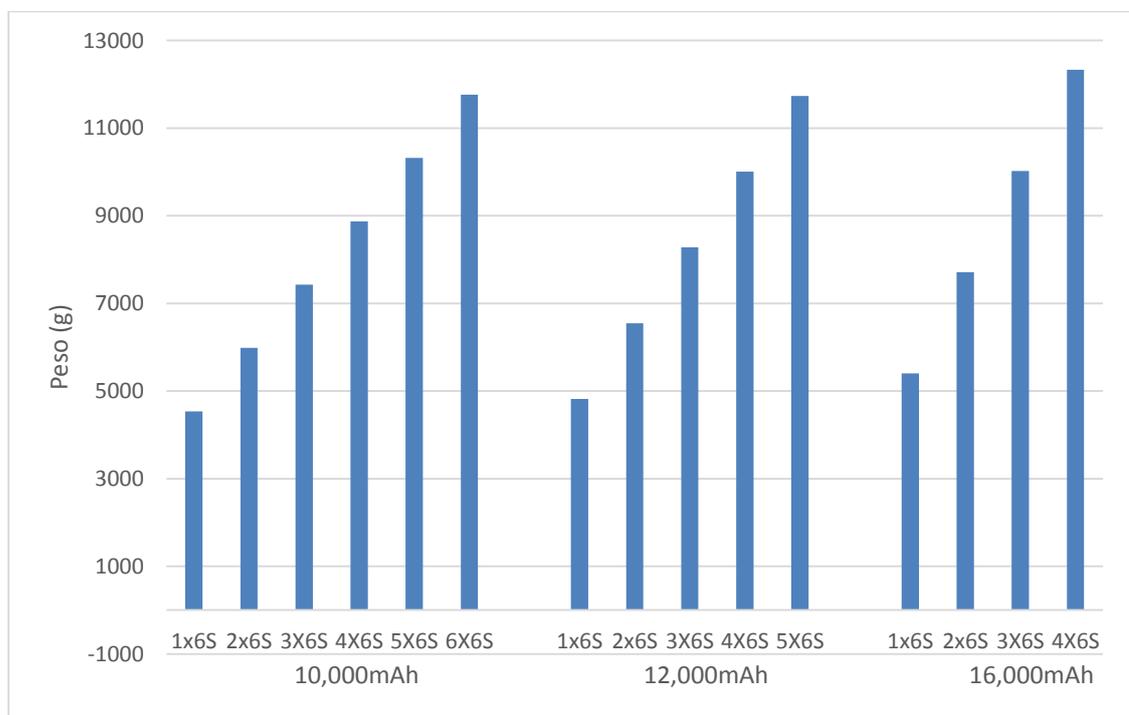


Figura 4-9: Relación nºbaterías-Peso total

La configuración 10.000mAh 6S3P es la que brinda mayor autonomía cumpliendo con la relación empuje-peso deseada. Además el peso de tres baterías de 10.000mAh es menor que el que se necesitaría de baterías de más capacidad para lograr la misma autonomía.

Las principales ventajas de llevar mayor número de baterías en vez de baterías de más capacidad son:

- Menor tiempo de carga de cada batería.
- Manejo más fácil debido a su tamaño.
- Redundancia en caso de fallo.
- Posibilidad de instalar menor número de baterías en caso de avería o pérdida de una de ellas.

5 CONCLUSIONES Y LÍNEAS FUTURAS

5.1 Conclusiones

En los diferentes apartados del proyecto se han ido estudiando, comparando y seleccionando los componentes que se han de utilizar para conseguir satisfacer las especificaciones iniciales del UAV. Como resultado de todos estos cálculos se concluye que el tipo de plataforma que necesita el cuerpo de Infantería de Marina es un multicoptero, más concretamente un cuadricóptero, debido a sus ventajas de tamaño, peso y sistema de despegue y aterrizaje.

En cuanto al sistema de propulsión, se han seleccionado un motor, unas baterías y unas hélices que permiten alcanzar los valores máximos de autonomía con un peso muy reducido. Para ello ha sido necesario seleccionar la carga útil más adecuada, teniendo como conclusión un mini UAV capaz de realizar las misiones requeridas inicialmente con las mejores prestaciones. Las características operativas del UAV obtenido tras todos estos cálculos están detallados en la Tabla 5-1.

Estructura	Cuadricóptero
Motor	Dualsky XM7010MR-8HD
Baterías	10.000mAh 3x6S
Hélices	Dualsky MRP Carbon 30x9.2''
Peso total (g)	7494
Relación empuje-peso	2.32
Autonomía (min)	49.7
Velocidad (km/h)	36
Carga útil	Soporte mT-Panoptes

Tabla 5-1: Características operativas finales

De los resultados obtenidos en cuanto a las especificaciones iniciales se concluye que:

5.1.1 Acerca de la autonomía

Con la tecnología disponible en el ámbito de las baterías no es posible conseguir una autonomía de 60 minutos. Además, en este estudio teórico se utiliza una altura de campo de 200 metros para conseguir un mayor realismo en los resultados. Sin embargo en un experimento real se comprobaría que a mayor altura, menor es el rendimiento del aparato y mayor es su consumo, por lo tanto la autonomía se verá reducida dependiendo de la altura a la que opere el aparato.

5.1.2 Acerca de la velocidad

La velocidad del mini UAV es suficiente para alcanzar los 5000 metros y mantener el aparato 30 minutos en estacionario sobre el blanco con la autonomía establecida. Esto permite cumplir con el objetivo de la misión sin necesidad de llegar a la autonomía requerida inicialmente. Además con esta velocidad el cuadricóptero será capaz de aguantar ráfagas de hasta 20 nudos como se especificaba al inicio.

5.1.3 Acerca del peso

En términos de peso del aparato, se considera adecuado en relación con los equipos que llevan las unidades de reconocimiento de Infantería de Marina en sus misiones. Por ejemplo, el peso de un equipo radio estándar pesa unos 7 kilogramos. Esto significa que el mini UAV se podría incluir como un elemento más del equipamiento de estas unidades sin necesidad de ningún elemento de apoyo. Así mismo se ha de tener en cuenta el peso de los dos paquetes de baterías adicionales propuestos, 7884 g, que pesarían aproximadamente lo mismo que el aparato al completo.

5.1.4 Acerca de la carga útil

En cuanto a la carga útil, se ha seleccionado el soporte mT-Panoptes de la empresa italiana Panoptes srl. Con la cámara infrarroja incorporada en este soporte se consiguen todas las especificaciones de imagen en tiempo real con capacidad tanto diurna como nocturna. Además, gracias a su cámara electro óptica se consigue un mayor detalle en las grabaciones a la luz del día.

5.1.5 Acerca del presupuesto

Finalmente, el presupuesto de este sistema de propulsión haría que el mini UAV fuese bastante más económico que los que existen actualmente en el mercado con estas prestaciones, como pueden ser el Microdrones md4-1000, cuyo modelo básico cuesta 40.000€, o el Aeryon SkyRanger, cuyo modelo básico cuesta 50.000€, según información facilitada por estos fabricantes.

5.2 Líneas futuras

Son varias las conclusiones desarrolladas en este proyecto. Por eso se proponen unas posibles líneas de investigación como continuación del estudio realizado:

- Estudiar una plataforma capaz de incorporar este sistema de propulsión. El sistema de propulsión seleccionado utiliza unas hélices y unos motores de gran tamaño (dentro de su campo). Por esta razón se propone estudiar la estructura capaz de soportar los esfuerzos de este sistema y cuyo peso se encuentre dentro de los límites establecidos en este trabajo.
- Realizar un estudio práctico de estos motores en un banco de pruebas. Con los resultados obtenidos, adquirir un motor, unas hélices y unas baterías para realizar una comparación entre los resultados teóricos de este trabajo y los resultados que deriven de este proyecto.
- Realizar un estudio del rendimiento de este tipo de aparatos según la altura de vuelo. Como se ha explicado en las conclusiones, la altura de vuelo es un factor muy importante a la hora de definir las capacidades de una aeronave. Por ello se propone realizar un estudio de las posibilidades de vuelo de este tipo de aparatos según la altura del campo.
- Según avance tecnológicamente el ámbito de las baterías estudiar la viabilidad de otro tipo de baterías. En este proyecto no se ha logrado la autonomía requerida inicialmente, por ello se propone buscar otras fuentes de energía que sean capaces de ampliar el tiempo de vuelo del aparato.

6 BIBLIOGRAFÍA

- [1] EUROPEAN COMMISSION DIRECTORATE-GENERAL FOR ENERGY AND TRANSPORT, «HEARING ON LIGHT UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS (UAS),» Bruselas, 2009.
- [2] NASA, «Perspectives on Unmanned Aircraft Classification for Civil Airworthiness Standards,» Virginia, 2013, p. 25.
- [3] The Executive Director of the Joint Air Power Competence Centre (JAPCC), «JAPCC Strategic Concept of Employment for UAS in NATO,» Kalkar (Alemania), 2010.
- [4] MINISTERIO DE DEFENSA, UAS "Unmanned Aircraft System". Sobre su integración en el espacio aéreo no segregado, Imprenta del Ministerio de Defensa, 2009.
- [5] *Mini drone gives UK troops extra eyes.* [Película]. British Force News, 2013.
- [6] A. J. E. M. Armada, «Directiva 03/2014,» Ministerio de Defensa, Madrid, 2014.
- [7] Insitu, «SCANEAGLE Mission-Ready,» 2014.
- [8] Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial, «Catálogo de oferta tecnológica, servicios técnicos y programas de I+D,» Fundación madri+d para el Conocimiento, Madrid, 2008.
- [9] EJÉRCITO DE TIERRA, «UAS PARA EL EJÉRCITO DE TIERRA,» *FAM*.
- [10] AV Aerovironment, «RAVEN RQ-11B,» 2009.
- [11] Aeryon labs Inc, «Aeryon SkyRanger Brochure,» 2013.
- [12] Lockheed Martin, «INDAGO VTOL SYSTEMS Datasheet,» Vineyard, 2013.
- [13] microdrones, «the md4-1000 performance».
- [14] DJI Innovations, «S900 Product Release Notes,» 2014.
- [15] DJI Innovations, «S1000 Product Release Notes,» 2014.
- [16] S. Banglawala, "Multi-rotor Mania!," *RCM&E*, 2013.
- [17] MASTER INGENIEROS S.A., «MOTOR BRUSHLESS (SIN ESCOBILLAS) CARACTERÍSTICAS FUNDAMENTALES».
- [18] R.C. MICROELECTRÓNICA S.A., *Ventajas de los motores sin escobillas BLDC frente a los motores DC tradicionales..*
- [19] FLIR AB, *The ultimate infrared handbook for R&D professionals.*
- [20] DRS Technologies, «Tamarisk infrared solutions that fit,» Dallas, 2010.
- [21] FLIR Systems, «FLIR Application note,» Meer.
- [22] UAV Components, «Kvasri Infrared UAV Camera».
- [23] PANOPTES, «PANOPTES srl,» 2014. [En línea]. Available: <http://www.panoptes.it/>.

- [24] T-Motor, «Tiger Motor,» 2013. [En línea]. Available: <http://www.rctigermotor.com/>. [Último acceso: 12 Febrero 2015].
- [25] «HobbyKing,» [En línea]. Available: <http://www.hobbyking.com>. [Último acceso: 10 Febrero 2015].
- [26] «Dualsky advanced power systems,» 2013. [En línea]. Available: <http://www.dualsky.com/>. [Último acceso: 12 Febrero 2015].
- [27] «Austars Model,» 2014. [En línea]. Available: <http://www.austars-model.com/>. [Último acceso: 12 Febrero 2015].
- [28] «KDEDirect,» 2015. [En línea]. Available: <http://www.kdedirect.com/>. [Último acceso: 12 Febrero 2015].
- [29] All RC Contents, «RCGroups,» 2015. [En línea]. Available: <http://www.rcgroups.com/>. [Último acceso: 12 Febrero 2015].
- [30] «Infinity Hobby,» 2008. [En línea]. Available: <http://www.infinity-hobby.com/>. [Último acceso: 12 Febrero 2015].
- [31] «Conocimiento con todos y para todos,» [En línea]. Available: <http://www.ecured.cu/>. [Último acceso: 25 Febrero 2015].
- [32] I. G. R. Shaw, «“The Rise of the Predator Empire: Tracing the History of U.S. Drones”,» *Understanding Empire*, 2014.
- [33] Leitender, «Die Infoecke der Militärwelt,» 10 Febrero 2013. [En línea]. Available: <http://militaerwelt.virsys.de/news/drohnen/bw-uav-einsatz/>. [Último acceso: Enero 2015].
- [34] FLIGHT International, «Flightglobal,» 19 Febreo 2013. [En línea]. Available: <http://www.flightglobal.com/news/articles/british-army-operators-detail-black-hornet-uav-attributes-382468/>. [Último acceso: 25 Enero 2015].
- [35] F. H. C. A. Carlos Calvo González-Regueral, De los UAV a los RPAS, Madrid: IDS, 2014.
- [36] D. G. Rood, «A Brief History of Farnborough - Part 2,» *Farnborough Air Sciences Trust*, pp. 1-4, 2011.